

Bachelor-Thesis

Flugregelung für einen Flächenflieger

Hochschule Offenburg
Fakultät Elektrotechnik und Informationstechnik
Sommersemester 2018

Johannes Prediger

Betreuer: Prof. Dr. rer. nat. Werner Schröder
Dipl.-Ing. Raimund Lehmann

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit versichere ich eidesstattlich, dass die vorliegende Bachelor-Thesis von mir selbstständig und ohne unerlaubte fremde Hilfe angefertigt worden ist, insbesondere, dass ich alle Stellen, die wörtlich oder annähernd wörtlich oder dem Gedanken nach aus Veröffentlichungen, unveröffentlichten Unterlagen und Gesprächen entnommen worden sind, als solche an den entsprechenden Stellen innerhalb der Arbeit durch Zitate kenntlich gemacht habe, wobei in den Zitaten jeweils der Umfang der entnommenen Originalzitate kenntlich gemacht wurde. Ich bin mir bewusst, dass eine falsche Versicherung rechtliche Folgen haben wird.

Offenburg, den 01.06.2018

(Johannes Prediger)

Urheberrecht

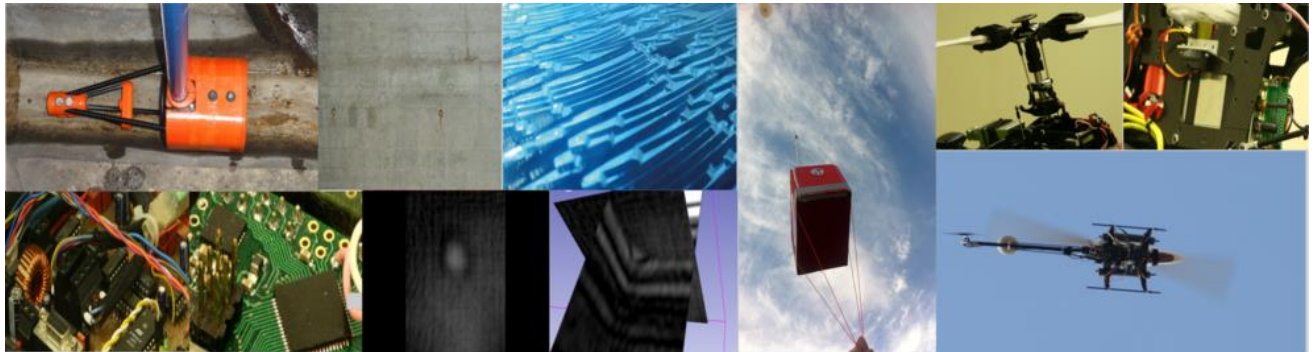
Diese Bachelor-Thesis ist urheberrechtlich geschützt, unbeschadet dessen wird folgenden Rechtsübertragungen zugestimmt:

- Der Übertragung des Rechts zur Vervielfältigung der Bachelor-Thesis für Lehrzwecke an der Hochschule Offenburg (§ 16 UrhG),
- Der Übertragung des Vortrags-, Aufführungs- und Vorführungsrechts für Lehrzwecke durch Professoren der Hochschule Offenburg (§ 19 UrhG),
- Der Übertragung des Rechts auf Wiedergabe durch Bild- oder Tonträger an die Hochschule Offenburg (§ 21 UrhG).

Kurzfassung

Die vorliegende Bachelor Thesis befasst sich mit der Funktionsweise des ArduPilot Open Source Autopiloten. Für die Ausführung erfolgt mit einem Pixhawk Flugcontroller. Dabei wird die Funktionsweise der Regler und der Navigation des Luftfahrzeuges untersucht. Nach der Analyse des Regler Aufbaus werden wird die Regelung für einen Multiplex EasyStar 2 ausgelegt und in dem Flugzeug verbaut. Für die Kommunikation mit dem Pixhawk Flugcontroller und der Parametereinstellung für die Regelung wird die Mission Planner Bodenstation verwendet. Die Regelung wird mit praktischen Flugtests und der automatischen Tuning Funktion durchgeführt. Mit Hilfe der angelegten Daten Protokolle während des Flugs wird im Nachhinein das Flugverhalten des Multiplex EasyStar 2 ausgewertet und angepasst. Nach der Auslegung der Regelparameter besteht die Aufgabe darin, einen vollautonomen Flug mit automatischem Start und automatischer Landung durchzuführen. Die Wegpunkt Generierung für den autonomen Flug erfolgt mit der Mission Planner Bodenstation. Es soll mit dieser Arbeit die Zuverlässigkeit und Genauigkeit des Systems überprüft werden.

Institute for Unmanned Aerial Systems



Das Institut für Unmanned Aerial Systems wurde im Juni 2011 gegründet und wird von Prof. Dr. Werner Schröder geleitet. Das Institut ist Teil der Hochschule Offenburg und führt Forschungs- und Entwicklungsprojekte durch. Die Einrichtung arbeitet im Rahmen seiner Aufträge eng mit Unternehmen zusammen und transferiert seine Forschungsergebnisse in die Praxis.

Die behandelten Forschungsfelder sind:

- Flugregelung
- Aerodynamik
- Leichtbau
- Leistungselektronik
- Präzisionsnavigation
- Inertialsysteme
- Akustische und visuelle „3D-Wahrnehmung“, auch per Ultrawideband-RADAR
- Hochfrequenz-Messsysteme
- Untertagenavigation
- Vermessung mit weiteren physikalischen Prinzipien

Diese Forschungsfelder werden unter anderem im Projekt Autonomes Luftfahrzeug (ALF) behandelt. ALF ist ein Modellbau Helikopter, der durch vom Institut entwickelte Flugregelung sowohl einen Schwebeflug als auch einen stabilen Geschwindigkeitsflug ausführt. Ein weiteres Projekt ist die akustische Vermessung von Rohrleitungssystemen, hierbei wird mittels akustischer Wellen die Länge von Rohrleitungen vermessen. Des Weiteren können durch Reflexionen Formteile wie Abzweigungen, Bögen, etc. ermittelt werden.

Inhaltsverzeichnis

1	EINLEITUNG.....	9
1.1	Ziel der Thesis.....	9
2	GRUNDLAGEN.....	10
2.1	Auswahl Bodenstation.....	10
2.2	Auswahl Flugcontroller.....	10
3	HARDWARE	11
3.1	Aufbau des Pixhawk.....	11
3.2	Pixhawk Anschlüsse	12
3.3	Multiplex EasyStar II.....	14
4	SOFTWARE.....	15
4.1	Mission Planner	15
4.2	Mission Planner Oberfläche	16
4.3	Pixhawk Architektur.....	17
5	REGELUNG	18
5.1	PID Regler Auslegung.....	19
5.1.1	Kalibrierung des Airspeed Sensors.....	19
5.1.2	Automatisches Tuning	21
5.1.3	Manuelles Tuning	25
5.2	Analyse des Flugverhaltens	28

5.3	Navigationsregelung	35
5.3.1	Die Lenkungsmethodik	35
5.3.2	Charakteristik der Lenkung	38
5.3.3	Lineare Berechnung	38
5.4	Total Energy Control System (TECS)	44
5.5	Extended Kalman Filter (EKF)	45
5.6	Autopilot	48
6	PROBLEMANALYSE	50
7	AUSBLICK	53
8	LITERATURVERZEICHNIS	55

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Übersicht der Pixhawk Anschlüsse	12
Abbildung 2: Multiplex EasyStar II	14
Abbildung 3: Mission Planner Oberfläche	16
Abbildung 4: Aufbau des Flugcontrollers[10]	17
Abbildung 5: Kalibrierung des Airspeed Sensors	21
Abbildung 6: Parameter Einstellung vor automatischem Tuning	24
Abbildung 7: Parameter Einstellung nach automatischem Tuning	24
Abbildung 8: Aufbau des Roll Reglers [11]	25
Abbildung 9: Aufbau Höhenregler [11]	27
Abbildung 10: Darstellung der angeforderten Rollrate(rot) und der tatsächlichen Rollrate(grün)	29
Abbildung 11: Abweichung der angeforderten Rollrate zur tatsächlichen Rollrate	29
Abbildung 12: Reaktion des P-Reglers auf angeforderte Rollwinkel	30

Abbildung 13: Darstellung der angeforderten Nickrate(rot) und der tatsächlichen Nickrate(grün)	31
Abbildung 14: Abweichung der angeforderten Nickrate zur tatsächlichen Nickrate.....	31
Abbildung 15: Reaktion des P-Reglers auf angeforderte Neigungswinkel.....	32
Abbildung 16: Sturzflug Analyse des Höhenreglers	33
Abbildung 17: Sturzflug Analyse des Rollreglers	33
Abbildung 18: Geschwindigkeitsanalyse bei starkem Wind.....	34
Abbildung 19: Analyse der Geschwindigkeitsregelung bei starkem Wind.....	35
Abbildung 20: Navigationslogik [15].....	36
Abbildung 21: Diskrete Darstellung: Ein Zeitschritt [15]	36
Abbildung 22: Diskrete Darstellung: Schrittweise Betrachtung [15].....	37
Abbildung 23: Navigation einer geraden Strecke [15].....	39
Abbildung 24: Navigation einer Kurve [15].....	40
Abbildung 25: Navigation einer Kreisbahn [15]	43
Abbildung 26: Entwicklung der Navigationsalgorithmen [17]	45

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Unterstützte Flugcontroller des Ardupilot Autopiloten.....	10
Tabelle 2: Beschriftung der Anschlussports für den Pixhawk	13
Tabelle 3 Multiplex EasyStar 2 technische Daten.....	14
Tabelle 4: Mission Planner Übersicht	16
Tabelle 5: Erste Auslegung der Regler Parameter für den Multiplex EasyStar 2	19

Glossar

Begriff	Definition/Erklärung
Airspeed	Gibt die Geschwindigkeit eines Luftfahrzeugs relativ zur Luft an. Sie entscheidet über das aerodynamische Verhalten des Flugzeugs. [1]
Autotune Code	Ist ein Programmalgorithmus zur automatischen Einstellung von Regler Parametern.
Failsafe	Deutsch: Fehlersicherheit, bezeichnet einen Schutzmechanismus, bei dessen Auftreten das Flugzeug zurück zur Startposition kehrt.
Groundspeed	Gibt die Geschwindigkeit eines Luftfahrzeugs relativ zum Boden an. Sie gibt an, wann einzelne Wegpunkte und das Flugziel erreicht wird. Es ist die navigatorisch wichtige Geschwindigkeit.[1]
HUD (head-up display)	Ist ein Anzeigesystem, bei dem Informationen in Blickrichtung des Nutzers projiziert werden.[2]
IMU	„Inertial Measurement Unit“ ist eine räumliche Kombination aus Beschleunigungs- und Drehratensensoren und bildet eine interiale Messeinheit [3]
Pitch	Detutsch: Steigung, Neigung, Nicken, bezeichnet in der Luftfahrt die Bewegung eines Flugzeugs um die Querachse.[4]
Roll	Deutsch: Rollen, Wanken, bezeichnet in der Luftfahrt die Drehung eines Flugzeugs in Längsrichtung. [4]
Throttle	Ist die englische Bezeichnung für das Gaspedal.
Yaw	Deutsch: Gieren, bezeichnet in der Luftfahrt eine Drehung um die Vertikalachse. [4]

1 Einleitung

1.1 Ziel der Thesis

Das Intitute for Unmanned Aerial Systems (IUAS) beschäftigt sich unter anderem mit der Entwicklung von Helikoptern, welche mit der selbst entwickelten Flugregelung einen Schwebeflug und einen stabilen Geschwindigkeitsflug durchführen kann. Im Rahmen des Projektes ELCOD beschäftigt sich das Institut mit dem Bau einer kostengünstigen und langstreckentauglichen Drohne für Inspektions- und Messaufgaben. Die Idee besteht darin, die Flugregelung der Drohne mit Hilfe des ArduPilot Autopiloten auf dem Pixhawk zu realisieren. Das Ziel der Bachelor Thesis besteht damit darin, die Regelung und Navigationsweise des ArduPilot Autopiloten zu analysieren und dabei die Genauigkeit, sowie Zuverlässigkeit des Systems zu überprüfen. Die Regelung soll dabei so optimiert werden, dass die ELCOD Drohne vollautonom fliegen kann. Zunächst wird der Pixhawk in einem Multiplex EasyStar 2 eingebaut und die Regelung für dieses Flugzeug ausgelegt um die Zuverlässigkeit des Systems zu überprüfen. Die Tests am EasyStar 2 sollen Auskunft darüber geben, ob sich das System für den Einsatz des Projektes eignet.

2 Grundlagen

2.1 Auswahl Bodenstation

Die Bodenstation ist eine Software Anwendung, welche dazu dient, mit dem unbemannten Luftfahrzeug zu kommunizieren. Die Kommunikation läuft dabei über drahtlose Telemetrie. Die Bodenstation ist in der Lage, Echtzeitdaten über die Position und Einstellungen des Luftfahrzeugs anzuzeigen. Mit der Bodenstation kann das Luftfahrzeug während des Fluges kontrolliert werden. So können zum Beispiel Parameter modifiziert werden um das Verhalten des Luftfahrzeugs während des Fluges zu verbessern. Ebenso besteht die Möglichkeit, Live Bilder der Kamera mit Hilfe der Bodenstation zu überwachen.

Inzwischen gibt es eine Vielzahl an Bodenstationen für den Desktop als auch für mobile Geräte. Die Auswahl hängt jeweils von dem Anwendungsgebiet ab. Für diese Thesis wird der Mission Planner für den Desktop PC verwendet, da diese Anwendung weit verbreitet ist und eine Vielzahl von Konfigurationsmöglichkeiten für den verwendeten Pixhawk PX4 bietet. [5]

2.2 Auswahl Flugcontroller

ArduPilot ist eine Open Source Software, welche frei zugänglich ist und für verschiedenste Flugcontroller verwendet werden kann. Die nachfolgende Liste zeigt einige Flugcontroller, welche von ArduPilot unterstützt werden:

Tabelle 1: Unterstützte Flugcontroller des Ardupilot Autopiloten

Pixhawk	The Cube
Pixracer	Beagle Bone Blue
Erle-Brain	F4BY

Die neusten Versionen von ArduPilot werden nicht mehr von APM 2.x (APM 2.6 und älter), sowie NAVIO+ und PX4FMU unterstützt. Die letzte Firmware, welche vom APM 2.x Controller unterstützt werden sind Copter 3.2.1 und Plane 3.3.0 [6]

3 Hardware

3.1 Aufbau des Pixhawk

Der Pixhawk leistungsstarker Autopilot mit einem 32-bit Cortex M4 Prozessor, 168MHz Taktfrequenz, 256 KB RAM und 2 MB Flash Speicher. Der Pixhawk ist mit einem 16-bit Gyroskop, sowie einem 14-bit Beschleunigungs- und Magnetfeldsensor, einem Barometer und einem zusätzlichen 3-Achsen Beschleunigungsmesser und Gyroskop ausgestattet. Ein Sicherheitsschalter schützt den Pixhawk vor ungewolltem Betrieb der Servos und des Motors. Der Pixhawk bietet folgende Schnittstellen für zusätzliche Peripheriegeräte: [7]

- 5x UART
- 2x CAN
- Spektrum DSM/DSM2/DSM-X kompatible Eingänge
- Futaba S.Bus kompatible Ein- und Ausgänge
- PPM Summensignal Eingang
- RSSI Eingang
- I2C
- SPI
- 3.3V und 6.6V ADC Eingänge
- Interner microUSB Anschluss und externe microUSB Erweiterung
- microSD Karte Datenprotokollierung

3.2 Pixhawk Anschlüsse

Das folgende Kapitel zeigt den Aufbau des Pixhawk Flugcontrollers mit den dazugehörigen Anschlussmöglichkeiten.

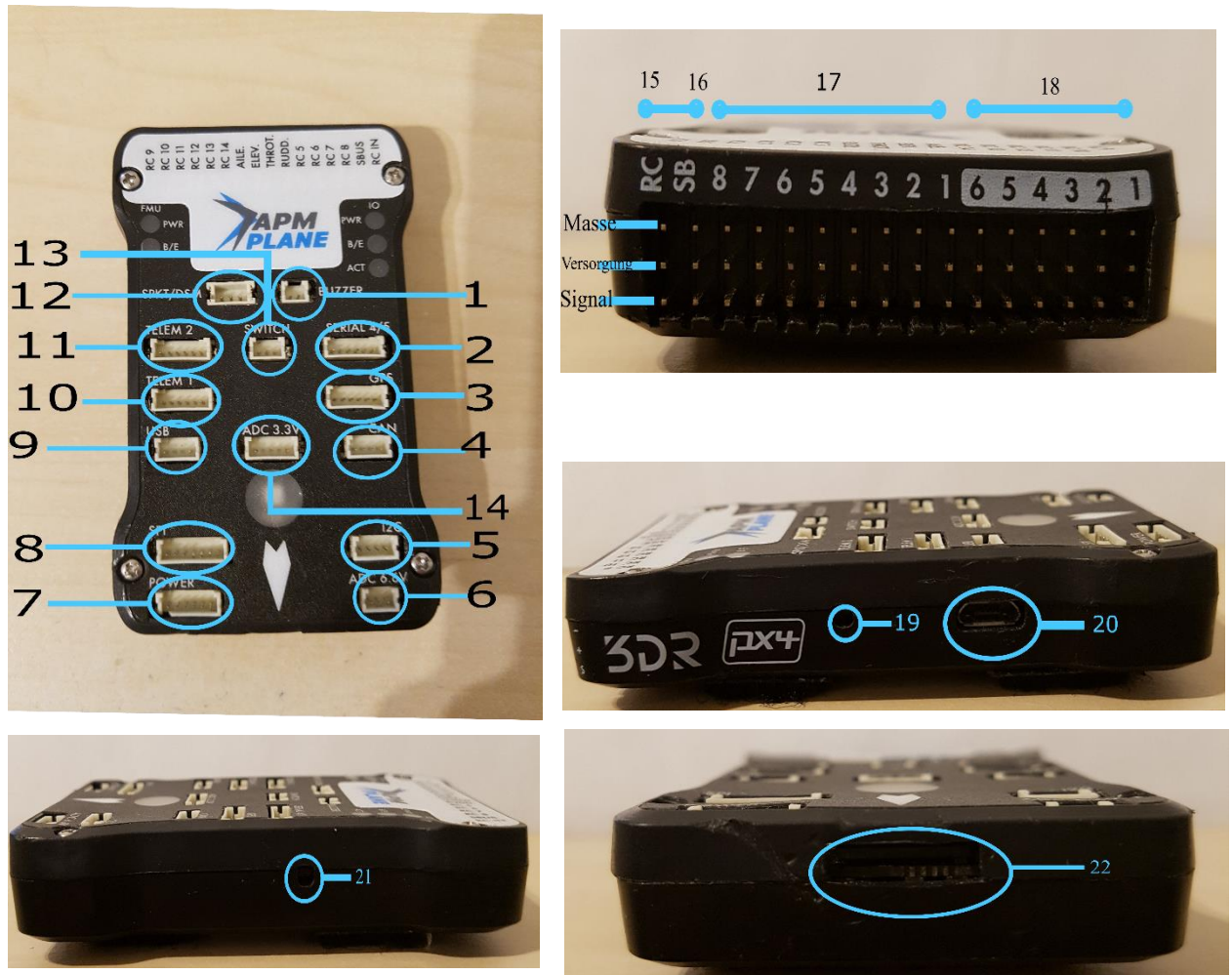


Abbildung 1: Übersicht der Pixhawk Anschlüsse

Tabelle 2: Beschriftung der Anschlussports für den Pixhawk

1. Summer	2. Serielle Schnittstelle
3. GPS Modul	4. CAN Bus
5. I ² C Splitter oder Kompass	6. ADC 6,6V
7. Power Modul	8. SPI Bus
9. USB	10. Telemetrie 1
11. Telemetrie 2	12. Spektrum DSM Receiver
13. Sicherheitsschalter	14. ADC 3,3V
15. Funksteuerung Empfänger	16. SBus Ausgang
17. Primär Ausgänge	18. AUX Ausgänge
19. Flug Management Reset Knopf	20. Micro USB Anschluss
21. Reset Knopf Eingang/Ausgang	22. SD Karten Anschluss

3.3 Multiplex EasyStar II



Abbildung 2: Multiplex EasyStar II

Als Prototyp zur Einstellung der Regelung wird der Multiplex EasyStar 2 verwendet und hat folgende technische Daten:

Tabelle 3 Miltiplex EasyStar 2 technische Daten[8]

Modelltyp:	Elektro Segelflugzeug
Material:	Elapor
Spannweite in mm:	1366
Leergewicht in Gramm:	495
Fluggewicht in Gramm:	993
Maximale Motorleistung in Watt:	235

4 Software

4.1 Mission Planner

Die Mission Planner Software ist eine Open Source Bodenstation. Sie dient zur Kommunikation zwischen einem Desktop PC und dem Flugzeug, Helikopter und Rover. Die Software ist eine Entwicklung von Michael Osborne und ist für den ArduPilot Code konzipiert. Mit Hilfe der Mission Planner Software lassen sich zahlreiche Aufgaben durchführen. Sie dient zum Laden der Firmware auf den Autopiloten, beispielsweise dem Pixhawk oder APM. Es können alle Parameter, sowie die Tuning Parameter für die Regler konfiguriert werden, um das Flugzeug optimal auszulegen. Mit der Software lassen sich Flugmissionen planen, speichern und auf den Autopiloten laden. Eine wichtige Eigenschaft des Mission Planner ist das Herunterladen und Analysieren von Log-Daten, welche auf dem Autopiloten gespeichert werden, sobald der Motor aktiviert ist. Diese Log-Daten enthalten unter anderem Information über IMU Daten, Roll- und Nicklagen des Flugzeugs, GPS Daten oder Servo Steuerungen während dem Flug. Diese Daten können direkt im Mission Planner geladen und graphisch ausgewertet werden.

Bei der Verwendung eines Telemetrie Moduls zur Kommunikation mit dem Autopiloten bieten sich erweiterte Möglichkeiten. Dabei erhält man volle Kontrolle über das Luftfahrzeug und kann diesem, Befehle zu Missionen erteilen oder vom Computer aus den Flugmodus ändern. Außerdem können während einer Operation die Regler Parameter verändert werden und während des Fluges den Regler optimal auslegen. Zur optimalen Auslegung der Regler Parameter können Daten mit Hilfe des Telemetrie Moduls direkt graphisch dargestellt werden. Damit lassen sich die angeforderten Roll- und Nickwinkel, sowie die Reaktion des Flugzeugs darauf graphisch darstellen. Sobald eine Telemetrie Verbindung hergestellt ist werden Telemetrie Protokolle auf dem Computer angelegt. Diese können im Mission Planner ausgewertet werden, beinhalten jedoch weniger Daten als die Datenspeicher Protokolle. Hilfreich ist die Bedienung des Flugzeugs in der Pilotensicht. Dabei kann mit Hilfe der Telemetrie Verbindung die Lage des Flugzeugs aus der Sicht des Piloten betrachtet werden. Zudem werden einige relevante Parameter in Echtzeit dargestellt, wie die Groundspeed und Airspeed, dem Flugmodus, der Höhe des Flugzeuges und Fehlermeldungen. [9]

4.2 Mission Planner Oberfläche



Abbildung 3: Mission Planner Oberfläche

Tabelle 4: Mission Planner Übersicht

1. Telemetrie Verbindung	2. Aktuelle Höhe
3. Aktueller Flugmodus	4. GPS Status
5. Batterieanzeige	6. Geschwindigkeitsanzeige
7. Fehlermeldungen	8. Lage des Flugzeugs
9. Kontrollmenü	10. Hauptmenü
11. Plot Fenster	12. Karte

4.3 Pixhawk Architektur

Der ArduPilot Code basiert auf 2 übergeordneten Controller, dem L1 und TECS Controller, sowie 4 untergeordneten Controllern, dem Roll, Pitch, Yaw und Throttle Controller. Der L1 Controller konvertiert Längen- und Breitengrade in eine Querbeschleunigung, mit welcher das Flugzeug horizontal entlang eines Pfades zum vorgegebenen Ziel fliegt. Der Total Energy Control System (TECS) Controller steuert die Energieverteilung zwischen potentieller Energie und der kinetischen Energie. Dabei wird die Geschwindigkeit bzw. die Höhe des Flugzeugs angepasst. Zum Erreichen der vorgegebenen Höhe und Geschwindigkeit, berechnet der TECS Controller die benötigte Motordrosselung und Nickwinkel Werte. Diese Werte werden an die untergeordneten Pitch und Throttle Controller weitergegeben zu weiteren Bearbeitung. [10]

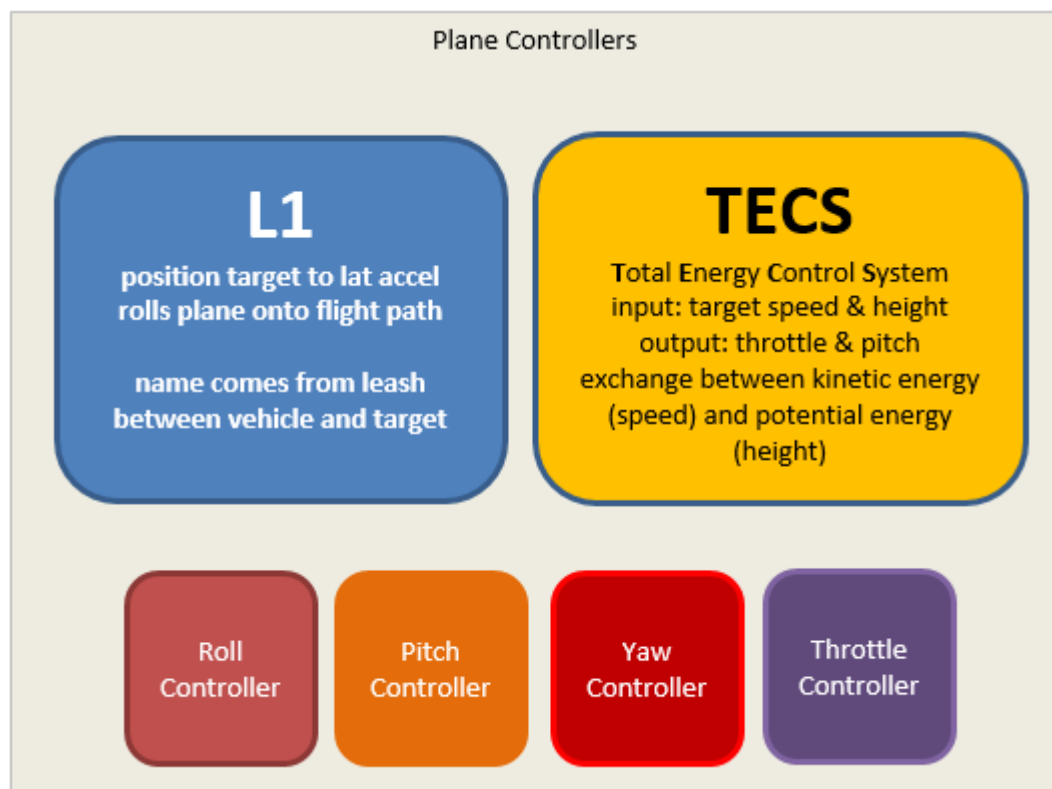


Abbildung 4: Aufbau des Flugcontrollers[10]

5 Regelung

Der Pixhawk besitzt jeweils ein PID Regler für Roll, Pitch und Yaw. Ein PID Regler ist eine Zusammensetzung aus einem P-, I- und D-Regler. Jeder dieser Regler erfüllt eine besondere Aufgabe, die im Folgenden kurz erläutert wird.

- Das P-Glied besteht aus einem proportionalen Verstärkung K_p . Dies ist die einfachste Reglerform und regelt den aktuellen Fehler.
- Das I-Glied, oder auch Integrierer genannt, berücksichtigt vergangene Abweichungen und kann bleibende Fehler beheben. Der I-Regler ist ein sehr langsamer aber dafür genauer Regler, da die Regelabweichung über die Zeit integriert wird.
- Das D-Glied, oder Differenzierer genannt, reagiert auf die Änderungsgeschwindigkeit der Regelabweichung und ist damit ein schneller Regler.

Vor jedem Flug wird die Funktionsweise des Flugzeugs mit Hilfe folgender Routine überprüft:

1. Es wird der FBW-A Flugmodus gewählt.
2. Die Nase des Flugzeugs wird nach oben gerichtet. Dabei muss sich das Höhenruder automatisch nach unten bewegen.
3. Die Nase des Flugzeugs wird nach unten gerichtet. Dabei muss sich das Höhenruder automatisch nach oben bewegen.
4. Das Flugzeug wird nach rechts gerollt. Dabei muss sich das linke Querruder nach oben und das rechte Querruder nach unten bewegen.
5. Das Flugzeug wird nach links gerollt. Dabei muss sich das linke Querruder nach unten und das rechte Querruder nach oben bewegen.
6. Beim Ablegen des Fliegers auf einen ebenen Untergrund, muss die Kontrolloberfläche beim Mission Planner ebenfalls eben sein.
7. Der Querruder Knüppel wird nach rechts bewegt, während das Flugzeug auf dem Boden liegt. Dabei muss sich das linke Querruder nach oben und das rechte Querruder nach unten bewegen.
8. Der Querruder Knüppel wird nach links bewegt, während das Flugzeug auf dem Boden liegt. Dabei muss sich das linke Querruder nach unten und das rechte Querruder nach oben bewegen.
9. Der Höhenruder Knüppel wird nach oben bewegt, während das Flugzeug auf dem Boden liegt. Dabei muss sich das Höhenruder nach unten bewegen.

10. Der Höhenruder Knüppel wird nach unten bewegt, während das Flugzeug auf dem Boden liegt. Dabei muss sich das Höhenruder nach oben bewegen.
11. Zum Testen des Airspeed Sensors, wird in das Pitot-Rohr gepustet. Dabei muss sich der AS- Wert im HUD des Mission Planner erhöhen. [11]

Nach der Kalibrierung des Airspeed Sensors ist die Regler Auslegung möglich. Zusätzlich muss sichergestellt werden, dass der FBW-A Flugmodus am Sender ausgewählt werden kann und dieser Kalibriert ist.

Mit Hilfe der ArduPilot Software besteht die Möglichkeit, die Regelung des Flugzeugs manuell oder automatisch durchzuführen. Die Auslegung der roll/pitch Parameter sind für stabile und genaue Flüge unverzichtbar. Für den EasyStar 2 werden vor der Einstellung der Regler folgende Standardwerte, basierend auf vorhanden Erfahrungen mit dem Modell angenommen.

Tabelle 5: Erste Auslegung der Regler Parameter für den Multiplex EasyStar 2 [12]

- | | |
|-------------------|--------------------|
| • RLL2SRV_P 0,6 | • KFF_RDDRMIX: 0,5 |
| • PTCH2SRV_P: 0,6 | • NAVL1_PERIOD: 20 |

5.1 PID Regler Auslegung

5.1.1 Kalibrierung des Airspeed Sensors

Für eine optimale Auslegung der Regler ist es nötig, den Airspeed Sensor zu kalibrieren. Die Kalibrierung eines Airspeed Sensors sorgt für eine bessere Kontrolle während des Flugs. Der Airspeed Sensor verbessert die Fähigkeit, des Flugzeugs, die Höhe zu halten in automatischen Modis. Vor der Kalibrierung des Airspeed Sensor wird eine Kalibrierung zu Flugvorbereitung mit Hilfe des Mission Planners durchgeführt. Dazu steht der Befehl „Preflight_Calibration“ bereit. Beim durchführen des Befehls ist darauf zu achten, dass der Airspeed Sensor abgedeckt wird. Dies soll verhindern, dass die Kalibrierung durch den Wind beeinflusst wird. Zur Sicherstellung der Funktion des Sensors wird in den Airspeed Sensor gepustet und das HUD des Mission Planners beobachtet. Der „AS“ Wert muss sich bei korrekter Funktion erhöhen. Für die Kalibrierung des Airspeed Sensors bietet sich eine automatische und eine manuelle Kalibrierung an.

5.1.1.1 Automatische Kalibrierung

Für die automatische Kalibrierung wird der Parameter ARSPD_AUTOCAL aktiviert, indem dieser auf den Wert 1 gesetzt wird. Anschließend wird mit dem Flugzeug ein Kreisflug durchgeführt. Dies kann manuell oder in einem automatischen Flugmodus, z.B. im LOITER, RTL oder CIRCLE Modus ausgeführt werden. Dabei ändert sich permanent der Parameter ARSPD_RATIO. Dieser ist auf den Standardwert 2 gesetzt. Durch aktualisieren der Parameterliste im Mission Planner kann die Veränderung des Wertes beobachtet werden. Nach dem landen wird der Parameter ARSPD_AUTOCAL auf den Standardwert 0 gesetzt und damit die automatische Kalibrierung beendet.

Bei der automatischen Kalibrierung ist der ARSPD_RATIO Parameter vom Standardwert 2,0 auf 2,8 gestiegen. Das Resultat der Kalibrierung ist in Abbildung 5 zu sehen.

5.1.1.2 Manuelle Kalibrierung

Für die manuelle Kalibrierung wird ein Kreisflug manuell durch den Piloten geflogen. Anschließend wird mit Hilfe des Telemetrie oder Datenspeicher Protokolls die Groundspeed und Airspeed in einem Diagramm dargestellt. Für die Bestimmung des Airspeed Parameters wird der Bereich betrachtet, indem die Kreisflüge durchgeführt werden. Weicht der Mittelwert des Airspeed Graphen von dem Mittelwert des Groundspeed Graphen ab, wird der neue Airspeed Wert mit der folgenden Formel angepasst: [13]

$$ARSPD_{Neu} = ARSPD_{Alt} * \left(\frac{\left(\text{Airspeed}_{Durchschnitt} + \text{Airspeed}_{Anstieg} \right)}{\text{Airspeed}_{Durchschnitt}} \right)$$

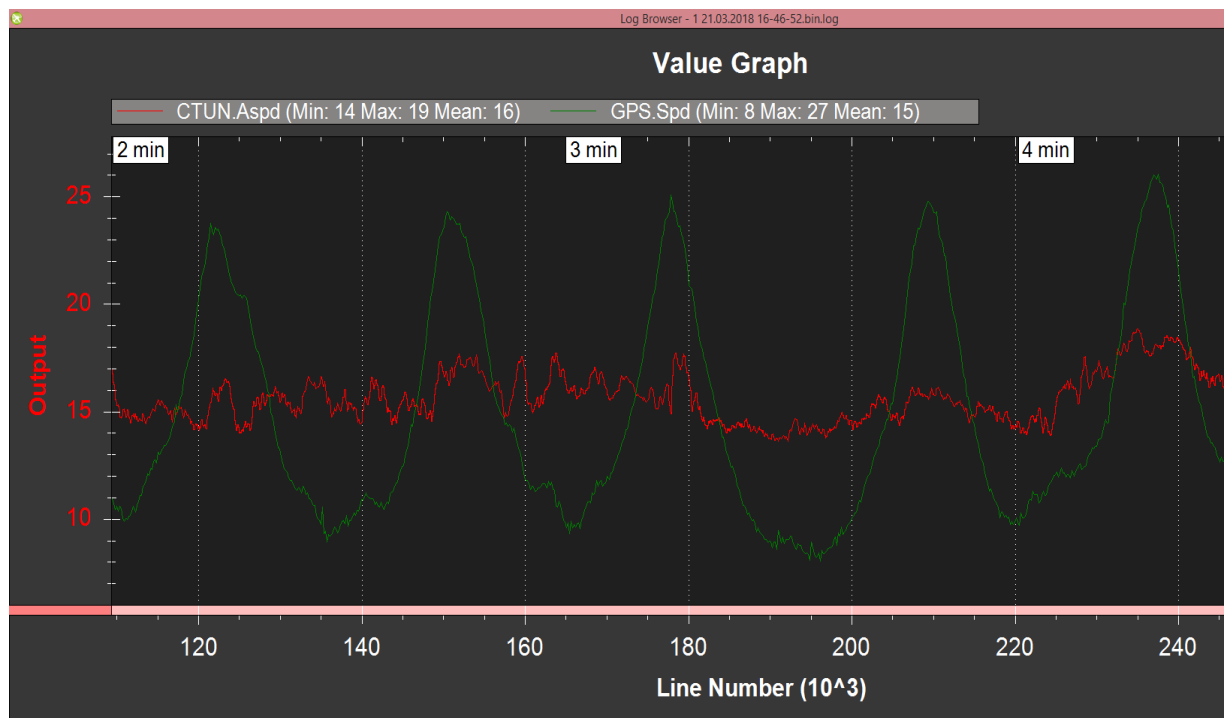


Abbildung 5: Kalibrierung des Airspeed Sensors

Die Abbildung 5 bildet die Groundspeed und Airspeed des Datenspeicher Protokolls im LOITER Modus ab. Dabei ist ersichtlich, dass der Mittelwert des Airspeed Graphen und der Mittelwert des Groundspeed Graphen nahezu identisch sind. Dies weist auf eine gute Kalibrierung des Airspeed Sensors mit dem Wert 2,8 des ARSPD_RATIO Parameters hin.

5.1.2 Automatisches Tuning

5.1.2.1 AUTOTUNE Modus

Um den AUTOTUNE Modus zu verwenden, muss sichergestellt werden, dass der Flugmodus mit dem Schalter des Senders eingestellt werden kann. Der AUTOTUNE Flugmodus funktioniert dabei wie der FBW-A Flugmodus. Der Unterschied liegt darin, dass Änderungen der Fluglage durch den Piloten genutzt werden, um die Roll und Pitch Reaktionen zu lernen. Für jeden durchgeführten Richtungswechsel verbessert sich der Autotune Code. Deshalb muss einige Zeit lang im AUTOTUNE Modus geflogen werden, damit die Roll und Pitch Parameter optimal

ausgelegt werden. Wichtig dabei ist es, dass der Flug nicht zu früh abgebrochen wird. Der AUTOTUNE Modus speichert alle 10 Sekunden die neu eingestellten Parameter. Sollte das Flugzeug während dem Flug überschwingen oder zu oszillieren beginnen, ist es notwendig innerhalb der nächsten 10 Sekunden in den manuellen Modus zu schalten. Damit werden die Parameter nicht gespeichert und die Roll bzw. Pitch Einstellungen werden nicht falsch ausgelegt. Bevor das automatische Tuning gestartet werden kann, wird der AUTOTUNE_LEVEL Parameter eingestellt. Dieser Parameter bestimmt, wie aggressiv die Regelung für das Flugzeug eingestellt werden soll. Ein höherer Wert für diesen Parameter sorgt für höhere Grundeinstellungen der PID Regler Parameter und damit zu schnelleren Änderungen der Fluglage. Bevor der AUTOTUNE_LEVEL Parameter zu hoch eingestellt wird, empfiehlt sich zuvor ein automatisches Tuning mit einem geringeren Wert durchzuführen.

Um die AUTOTUNE Option zu nutzen, kann der Flug bereits um AUTOTUNE Modus gestartet werden. Da der AUTOTUNE Modus zu Beginn sehr träge reagiert, empfiehlt es sich jedoch im manuellen oder FBW-A Modus zu starten und eine angemessene Flughöhe zu erreichen, bevor mit der Fernsteuerung auf den AUTOTUNE Modus geschaltet wird.

Sobald auf den AUTOTUNE Modus gewechselt wird, stellen sich Standardwerte für die PID-Regler ein. Diese sind abhängig vom gewählten AUTOTUNE_LEVEL. Um die Regler Parameter zu optimieren, müssen mit dem Transmitter Roll und Pitch Raten von mindestens 80% des Maximalwertes angefordert werden. Die Reaktion auf die angeforderten Roll und Pitch Raten bestimmt dabei, wie gut die Regler Parameter ausgelegt sind. Bei zu langsamer Reaktion erhöht der Autotune Code die Einstellungen für die PID-Regler, bis die angeforderten Raten erreicht werden. Während des Flugs ist es daher notwendig, so viele rapide Richtungswechsel für Roll und Pitch wie möglich anzufordern. Es empfiehlt sich, die „nav_roll“ und „roll“, sowie die „nav_pitch“ und „pitch“ Graphen mit dem Mission Planner plotten zu lassen. Sobald der Roll Graph annähernd dem „nav_roll“ Graph entspricht und der Pitch Graph dem „nav_pitch“ Graph, sind die Regler optimal ausgelegt. Danach kann das Tuning beendet werden.

Zur Vervollständigung der automatischen Einstellung können die NAVL1_PERIOD und PTCH2SRV_RLL Parameter angepasst werden. Der NAVL1_PERIOD Parameter gibt an, wie scharf die Kurven bei automatischen Flügen genommen werden. Zur Anpassung des Parameters wird ein Rechteck im AUTO Modus geflogen. Dabei wird der Wert um 1 verringert bis ein gutes

Verhalten erreicht wird, ohne dass das Flugzeug zu wippen beginnt. Der PTCH2SRV_RLL Parameter steuert, wie viel Höhenruder beim Flug von Kurven dazugegeben wird. Dies ist notwendig, damit das Flugzeug die Höhe bei Kurven hält. Dazu wird ein Kreis im FBW-A Modus geflogen. Verändert sich dabei die Höhe des Flugzeugs, bietet es sich an den Wert schrittweise um 0.05 vom Standardwert 1 zu verändern. Gewinnt das Flugzeug an Höhe, muss der Wert verringert werden. Bei Verlust an Höhe wird dieser Parameter erhöht. [14]

Servo Roll PID P: 0.6 I: 0.10 D: 0.020 INT_MAX: 30		Servo Pitch PID P: 0.6 I: 0.05 D: 0.045 INT_MAX: 30		Servo Yaw PID P: 1.00 I: 0.00 Dämpfung: 0.00 INT_MAX: 15	
L1 Control - Turn Control Periode: 20 Dämpfung: 0.75					
TECS Steigflug Max (m/s): 5.0 Sinkflug Min (m/s): 2.0 Sinkflug Max (m/s): 5.0 Pitch Dämpfung: 0.0 Zeitkonstante: 5.0		Andere Mix's P zu: 0 Ruder Mix: 0.500		Schub 0-100% Reiseflug: 45 Min: 0 Max: 100 FS Werte: 100	
		Navigationswinkel Rollen: 45 Nicken: 20 Nicken: -25		Geschwindigkeit m/s Cruise: 12 FBW min: 9 FBW max: 22 Ratio: 1.9936	
		Parameter speichern		Bildschirm aktualisieren	

Abbildung 6: Parameter Einstellung vor automatischem Tuning

Servo Roll PID P: 0.8075824 I: 0.09583334 D: 0.06056868 INT_MAX: 30		Servo Pitch PID P: 0.6615 I: 0.10 D: 0.0496125 INT_MAX: 30		Servo Yaw PID P: 1.00 I: 0.00 Dämpfung: 0.00 INT_MAX: 15	
L1 Control - Turn Control Periode: 17 Dämpfung: 0.75					
TECS Steigflug Max (m/s): 5.0 Sinkflug Min (m/s): 2.0 Sinkflug Max (m/s): 5.0 Pitch Dämpfung: 0.0 Zeitkonstante: 5.0		Andere Mix's P zu: 0 Ruder Mix: 0.500		Schub 0-100% Reiseflug: 45 Min: 0 Max: 100 FS Werte: 100	
		Navigationswinkel Rollen: 45 Nicken: 20 Nicken: -25		Geschwindigkeit m/s Cruise: 12 FBW min: 14 FBW max: 25 Ratio: 2.80416	
		Parameter speichern		Bildschirm aktualisieren	

Abbildung 7: Parameter Einstellung nach automatischem Tuning

Abbildung 6 und Abbildung 7 stellen die Parametereinstellungen vor und nach dem automatischen Tuning gegenüber. Das Flugverhalten des EasyStar hat sich mit zunehmender Flugdauer verbessert und keine Instabilität, auch bei stärkerem Wind ergeben. Nach dem Abschluss des Tuningvorgangs ist zu erkennen, dass sich die PID Parameter für den Höhenregler unwesentlich unterscheiden. Dies liegt daran, dass während des Fluges eine relativ konstante Höhe eingehalten wurde. Im Gegensatz dazu haben sich das P- und D-Glied des Rollreglers leicht erhöht. Dies liegt an der Durchführung von mehr Rollbewegungen, im Gegensatz zu Steigungen beim Flug und dass der Autotune Code dadurch neue Werte erlernen kann.

5.1.3 Manuelles Tuning

Beim manuellen Tuning bestehen jeweils zwei Methoden zur Einstellung des Roll- und Höhenreglers.

5.1.3.1 Roll Regler

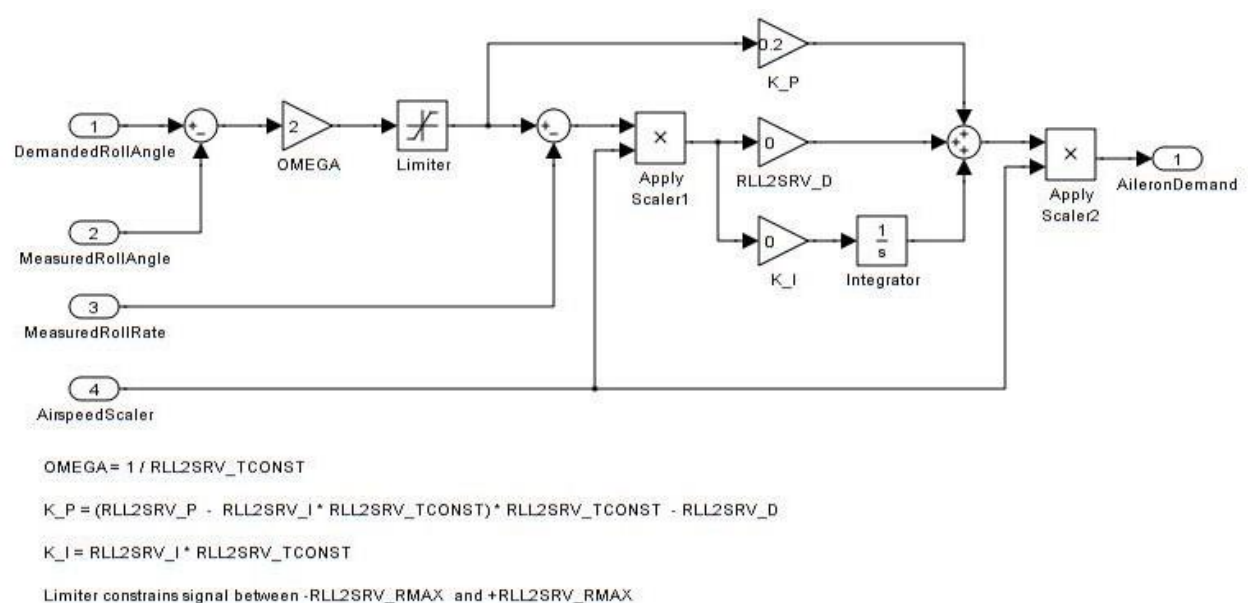


Abbildung 8: Aufbau des Roll Reglers [11]

- **Methode 1**

Bei dieser Methode fliegt der Pilot im FBW-A Modus und stellt einen maximalen Rollwinkel ein, indem das Querruder bis zum Anschlag bewegt wird. Der Querruder Knüppel wird dabei einige Sekunden gehalten und dann losgelassen. Das Flugzeug soll die neuen Rollwinkel schnell annehmen ohne dabei zu überschwingen oder mit den Flügeln zu schaukeln. Ist die Reaktion zu langsam, so wird der RLL2SRV_P Parameter um 0.1 erhöht, bis die gewünschte Reaktion eingestellt ist. Beginnt das Flugzeug zu überschwingen oder schaukeln wird der RLL2SRV_P Regler reduziert.

Bei guter Reaktion des P-Reglers wird der I-Regler eingestellt. Dazu wird der RLL2SRV_I Parameter um 0.05 erhöht. Falls das Flugzeug überschwingen oder oszilliert, wird der RLL2SRV_I Parameter halbiert. Der I-Regler wird mit Hilfe des Parameters INT_MAX begrenzt, damit der Regler nicht ins unendliche integriert. Die Einstellung des I-Regler ist wichtig, um ein besseres Flugverhalten bei windiger Wetterlage zu erreichen.

- **Methode 2**

Bei dieser Methode fliegt der Pilot im FBW-A Modus und stellt einen maximalen Rollwinkel ein, indem das Querruder bis zum Anschlag bewegt wird. Der Querruder Knüppel wird dabei einige Sekunden gehalten und dann losgelassen. Das Flugzeug soll die neuen Rollwinkel schnell annehmen ohne dabei zu überschwingen oder mit den Flügeln zu schaukeln. Ist die Reaktion zu langsam, so wird der RLL2SRV_P Parameter um 0.1 erhöht, bis die gewünschte Reaktion eingestellt ist. Beginnt das Flugzeug zu überschwingen oder schaukeln wird der RLL2SRV_P Regler reduziert.

Bei guter Reaktion des P-Regler wird bei der Methode 2 der D-Regler eingestellt. Dazu wird der RLL2SRV_D Wert um 0.01 erhöht, bis das Flugzeug zu oszillieren beginnt. Anschließend wird der Parameter halbiert. Die Erhöhung des D-Reglers kann zu Frequenzinstabilitäten führen, da dieser extrem schnell auf Regelabweichungen reagiert.

Nach dem Einstellen des D-Reglers wird der I-Regler eingestellt. Dabei wird der RLL2SRV_I Parameter schrittweise um 0.05 erhöht, bis das Flugzeug zu überschwingen oder schaukeln beginnt. Wenn dieses Verhalten auftritt, wird der Wert halbiert. [11]

5.1.3.2 Höhenregler

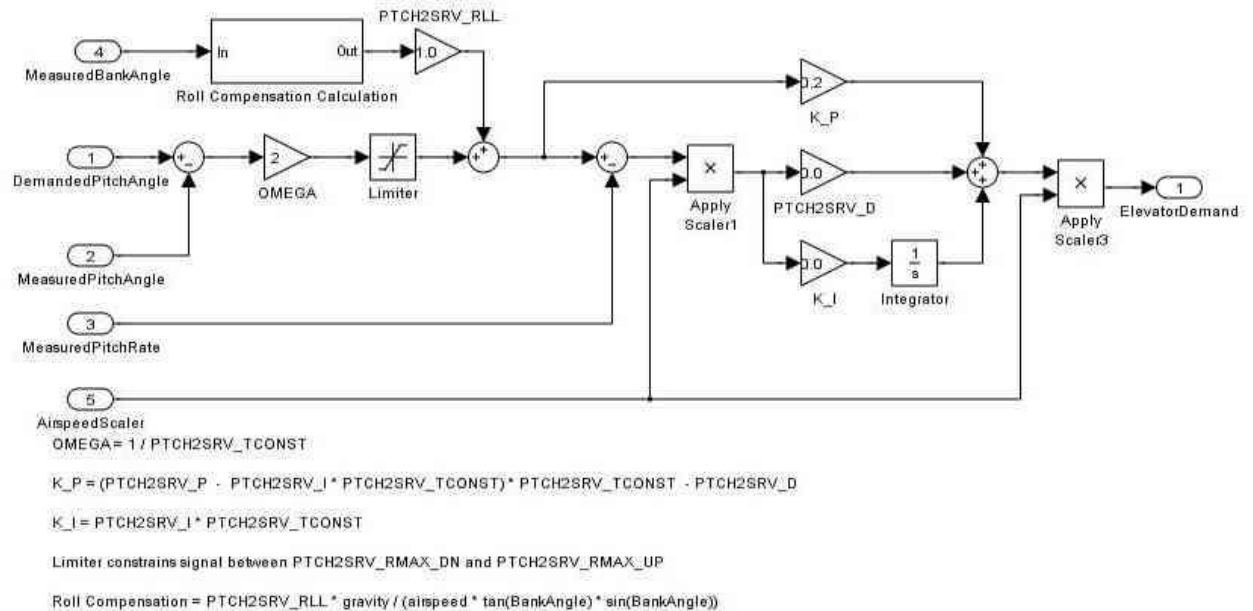


Abbildung 9: Aufbau Höhenregler [11]

- **Methode 1**

Bei dieser Methode fliegt der Pilot im FBW-A Modus und stellt einen maximalen Nickwinkel ein, indem das Höhenruder bis zum Anschlag bewegt wird. Der Höhenruder Knüppel wird dabei einige Sekunden gehalten und dann losgelassen. Das Flugzeug soll die neuen Nickwinkel schnell annehmen ohne dabei zu überschwingen oder zu springen. Ist die Reaktion zu langsam, so wird der PTCH2SRV_P Parameter um 0.1 erhöht, bis die gewünschte Reaktion eingestellt ist.

Wenn der P-Regler eingestellt ist, wird die Roll Kompensation angepasst. Dazu fliegt der Pilot Kurven mit maximalem Rollwinkel. Dabei soll die Nase des Flugzeugs bei Richtungswechsel die Höhe halten. Wenn beim Richtungswechsel Höhe gewinnt wird der PTCH2SRV_RLL Parameter um 0.05 verringert. Bei sofortigem Höhenverlust nach einem Richtungswechsel wird der PTCH2SRV_RLL Parameter schrittweise um 0.01 erhöht, bis die Höhe relativ konstant bleibt. Geringe Höhenverluste dürfen auftreten aufgrund des Luftwiderstands bei konstanter Geschwindigkeit.

- **Methode 2**

Bei der Methode 2 werden zusätzlich zu Methode 1 der D- und I-Regler ausgelegt. Durch dieses Verfahren werden bessere Ergebnisse erzielt. Nach dem Abschluss von Methode 1 wird der PTCH2SRV_D Wert um 0.01 erhöht, bis das Flugzeug zu oszillieren beginnt und dann halbiert. Ist der D-Regler ausgelegt, kann der I-Regler mit dem PTCH2SRV_I Parameter angepasst werden, indem der Parameter um 0.05 schrittweise erhöht wird. Sobald der Nickwinkel zu oszillieren beginnt, sorgt die Halbierung des Wertes für die optimale Auslegung des Reglers. Für eine bessere Übersicht beim Einstellen der Regler Parameter empfiehlt es sich während des Flugs die „Tuning Checkbox“ im Mission Planner zu aktivieren. Damit können verschiedene Parameter während des Flugs graphisch dargestellt werden. So kann mit dem „nav_roll“ bzw. „nav_pitch“ die Roll- bzw. Nickanforderung von der Fernsteuerung angezeigt werden. Der Roll bzw. Pitch Parameter entspricht der Reaktion auf die Anforderung. Diese Funktion ist sinnvoll, um das Verhalten des Flugzeuges zu beobachten, da dieses vom Boden nicht immer eingeschätzt werden kann. [11]

Eine weitere Möglichkeit zur Regler Auslegung kann das vorgegebene Blockschaltbild des Roll- und Höhenreglers in Abbildung 8 und 9 verwendet werden, um den Aufbau mit Hilfe eines MATLAB Modells zu simulieren und somit die Regler Parameter zu bestimmen.

5.2 Analyse des Flugverhaltens

Dieses Kapitel dient zur Analyse des Flugverhaltens des Multiplex EasyStar 2 mit Hilfe der Datenspeicher Protokolle, die während des Fluges angelegt werden. Dabei soll das Regelverhalten untersucht werden.

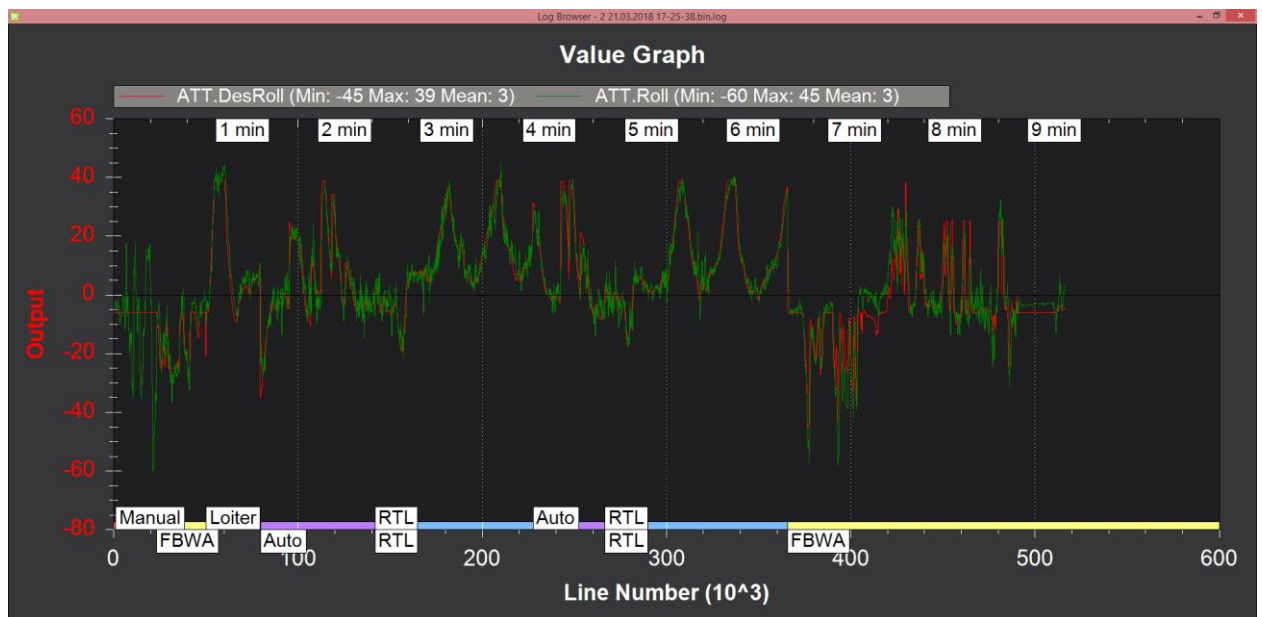


Abbildung 10: Darstellung der angeforderten Rollrate(rot) und der tatsächlichen Rollrate(grün)

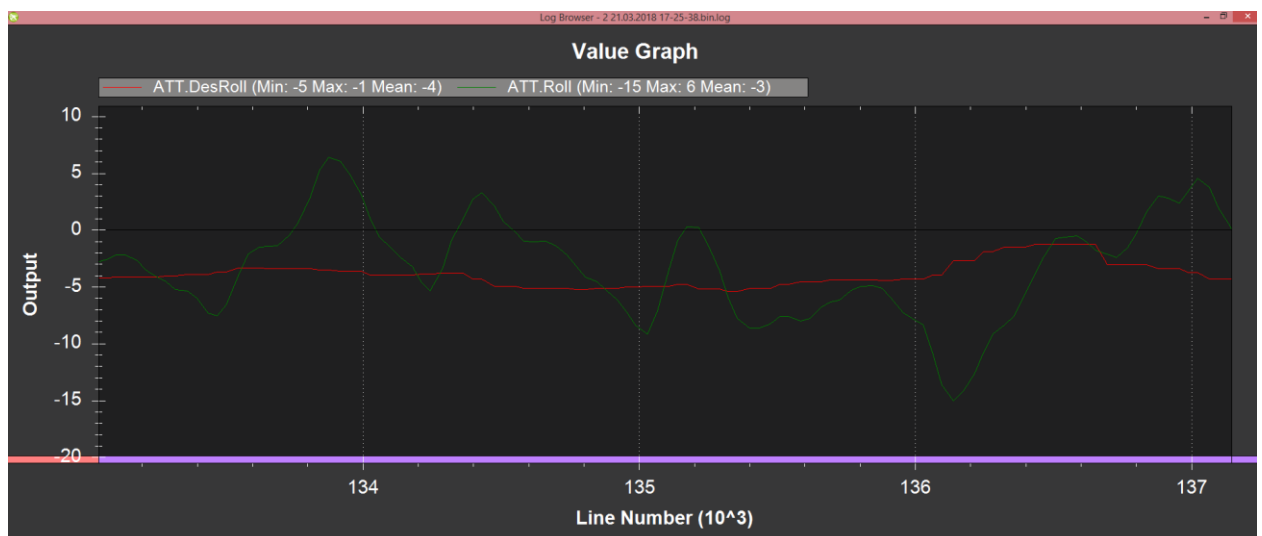


Abbildung 11: Abweichung der angeforderten Rollrate zur tatsächlichen Rollrate

Die Abbildung 10 stellt ein Datenspeicher Protokoll eines Fluges am 21.03.2018 dar. Dabei ist zu erkennen, dass eine Anforderung an die Rollrate (roter Graph) erst beim Umschalten auf einen stabilisierten oder automatischen Flugmodus stattfindet. Der grüne Graph zeigt die Reaktion des Flugzeugs auf die angeforderten Rollraten. In Abbildung 11 ist zu erkennen, dass

die Reaktion nicht optimal ist und dass der Graph stellenweise um bis zu 9 Grad/s abweicht. Für eine verbesserte Annäherung der tatsächlichen Rollrate an die angeforderte Rollrate muss daher der P-Regler erhöht werden um diese Abweichung zu kompensieren. Außerdem ist der D-Regler zu hoch eingestellt. Dadurch reagiert die Regelung stärker auf Veränderungen, was zu dem schwunghaften Graphen führt.

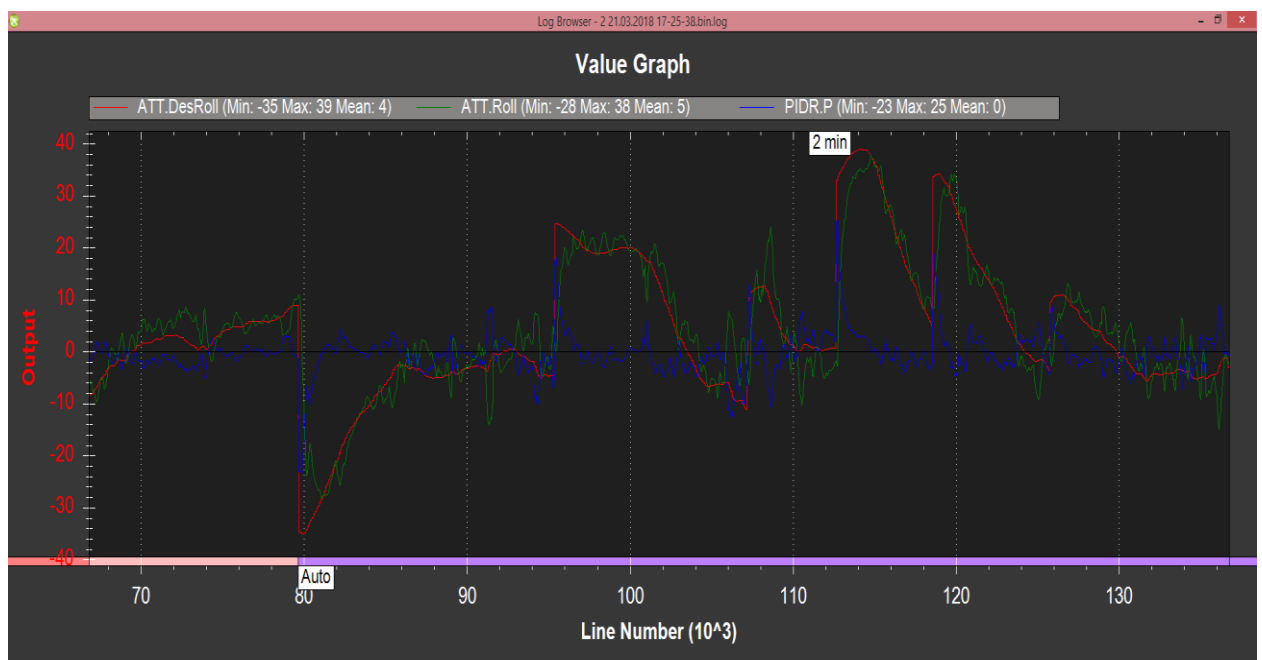


Abbildung 12: Reaktion des P-Reglers auf angeforderte Rollwinkel

Die Abbildung 12 zeigt das Verhalten des P-Reglers für die Rollwinkel. Dabei ist deutlich zu erkennen, dass der Regler beim Unterschreiten des angeforderten Wertes den Parameter erhöht und beim Überschreiten des angeforderten Parameters den Wert verringert. Dadurch nähert sich der tatsächliche Rollwinkel immer mehr an den angeforderten Winkel an. Durch Erhöhung des P-Reglers nähert sich die Kurve noch stärker an und weist damit ein genaueres Flugverhalten auf.

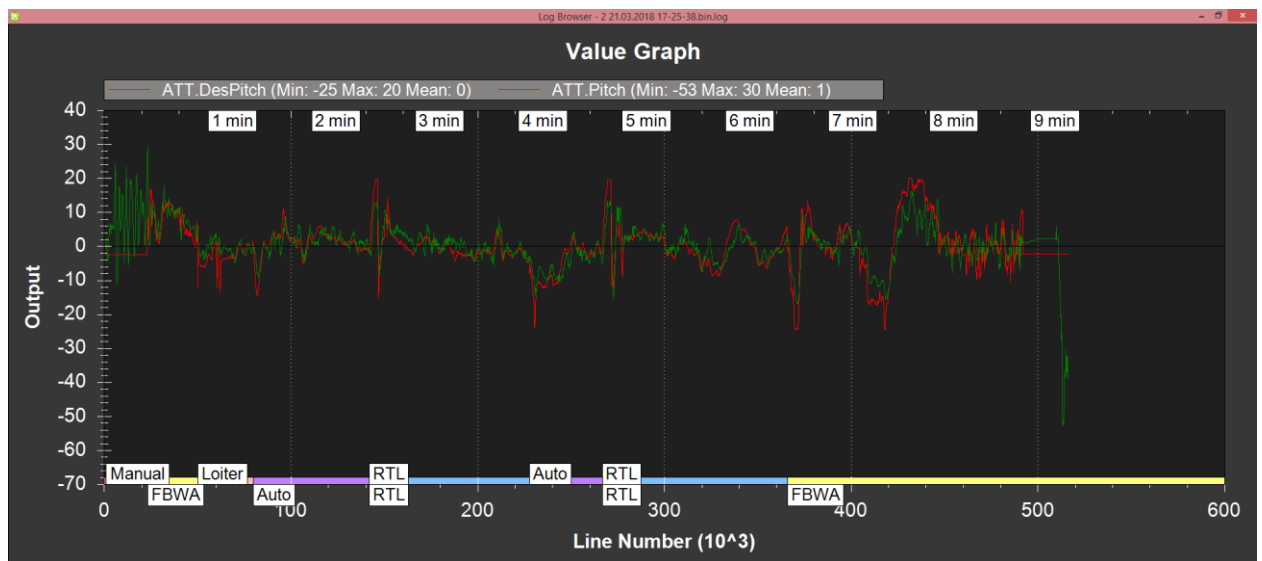


Abbildung 13: Darstellung der angeforderten Nickrate(rot) und der tatsächlichen Nickrate(grün)

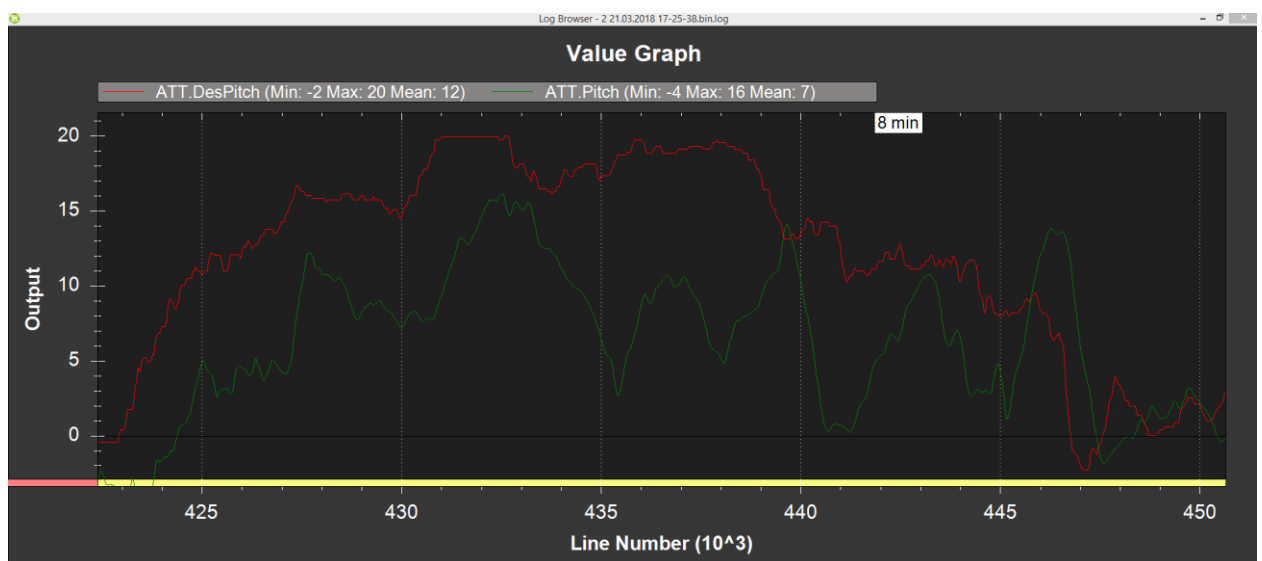


Abbildung 14: Abweichung der angeforderten Nickrate zur tatsächlichen Nickrate

Die Abbildung 13 stellt die angeforderte Nickrate und die tatsächliche Nickrate dar. Im Vergleich zum Roll Regler ist der Höhenregler wesentlich schlechter ausgelegt. Beim Höhenregler sind Abweichungen von bis zu 14 Grad/s zu erwarten und hat im Durchschnitt eine viel höhere Abweichung als beim Roll Regler. Der Graph macht deutlich, dass das P-Glied des

Höhenreglers eindeutig optimiert werden muss. Bei der Umsetzung des automatischen Tunings ist der Höhenregler deutlich vernachlässigt worden. Dies wird beim Vergleich der Regler Parameter vor und nach dem automatischen Tuning ersichtlich, siehe Abbildung 6 und Abbildung 7.

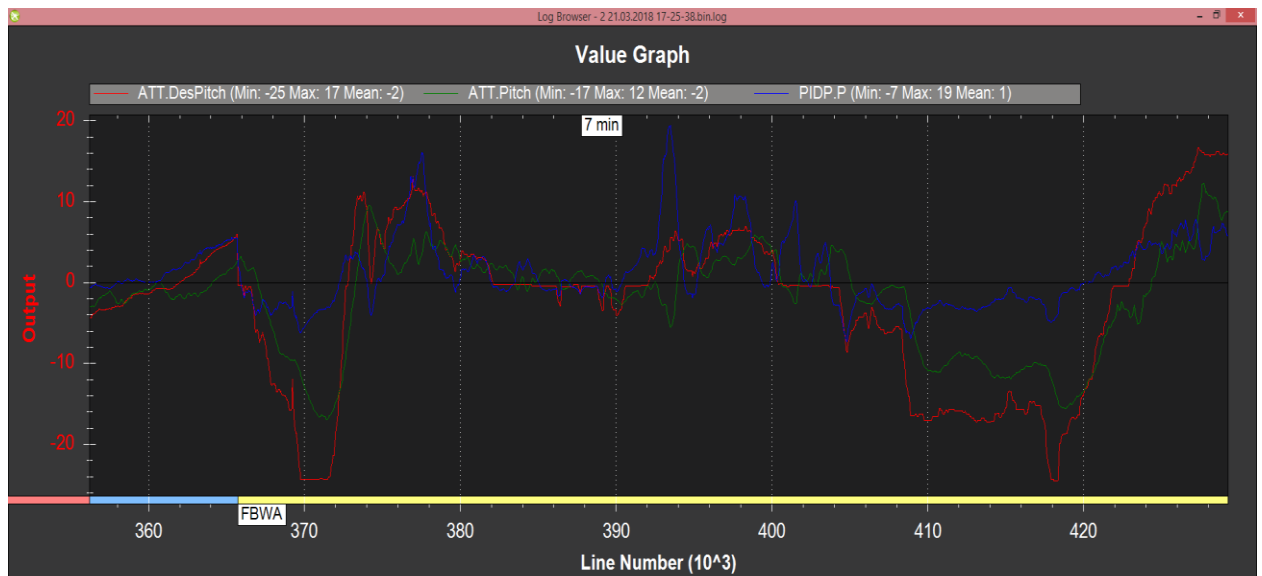


Abbildung 15: Reaktion des P-Reglers auf angeforderte Neigungswinkel

Die Abbildung 15 zeigt das Verhalten des P-Reglers auf die angeforderten Neigungswinkel. Der Graph zeigt, wie träge der Regler auf die angeforderten Neigungswinkel reagiert und dass der Parameter Wert zu gering ist. Dadurch werden die geforderten Neigungswinkel nicht annähernd erreicht. Diese Darstellung bestätigt die schlechte Auslegung des Reglers für die Höhenregelung. Trotz der ungenauen Regler Auslegung sind stabile Flüge, auch bei schlechten Wetterverhältnissen möglich. Es wird dennoch eine Optimierung der Regelung angestrebt, um das Verhalten bei stärkerem Wind zu Stabilisieren.

Der Mission Planner ist ebenfalls nützlich, um ein Fehlverhalten des Flugzeuges zu analysieren. So kann man zum Beispiel die Ursache eines Absturzes herausstellen. Dies wird in Abbildung 16 für einen Absturzflug, welcher sich während der Arbeit ergeben hat abgebildet.

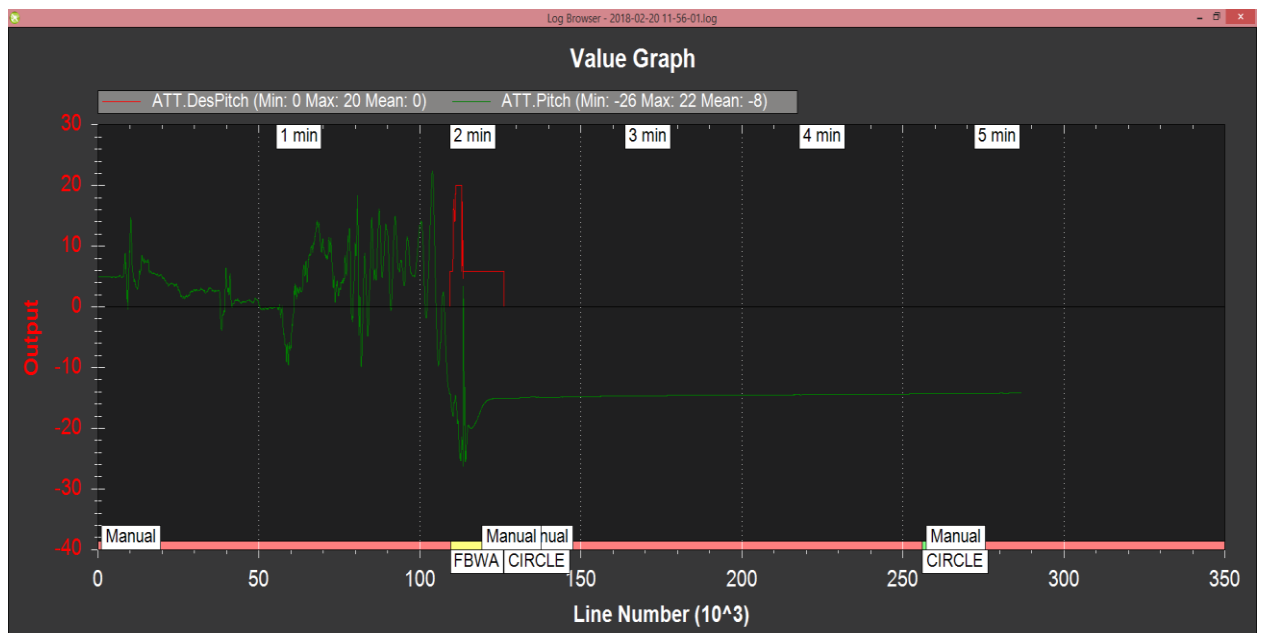


Abbildung 16: Sturzflug Analyse des Höhenreglers

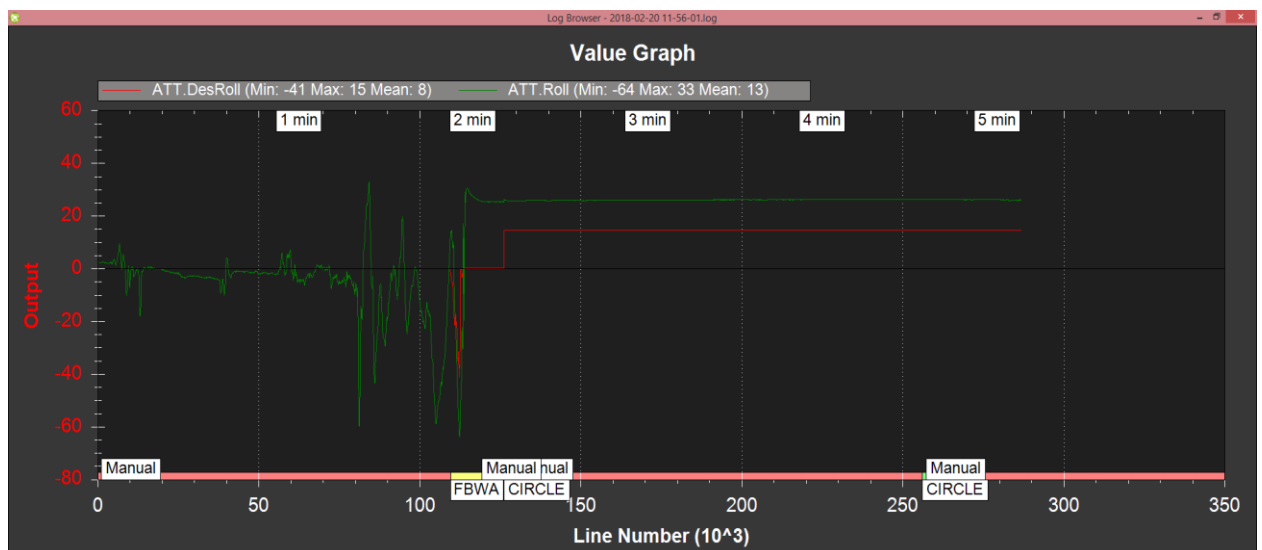


Abbildung 17: Sturzflug Analyse des Rollreglers

Die Abbildung 16 ist von einem Testflug am 20.02.2018, bei dem das Flugzeug beim Umschalten auf den FBW-A Flugmodus einen Sturzflug hingelegt hat. Die Analyse des Datenspeicher Protokolls führt deutlich vor Augen, dass direkt nach dem Umschalten vom manuellen auf den FBW-A Modus das Flugzeug sturzartig an Höhe verliert (grüne Kurve). Die rote Kurve zeigt aber deutlich an, dass der Pilot versucht, dem Sturzflug entgegen zu wirken und

einen maximalen Neigungswinkel von 20 Grad/s anfordert. Zum Vergleich wird auf das Diagramm des Rollwinkels hingewiesen, wie in Abbildung 17 zu sehen ist. Dabei ist zu erkennen, dass die Querruder weiterhin funktionsfähig sind und die angeforderten Rollwinkel angepasst werden. Die Analyse dieser Daten lässt somit auf einen mechanischen Defekt am Flugzeug schließen, welcher bei der Untersuchung des Flugzeuges mit einem abgelösten Leitwerk am Höhenruder bestätigt wird.

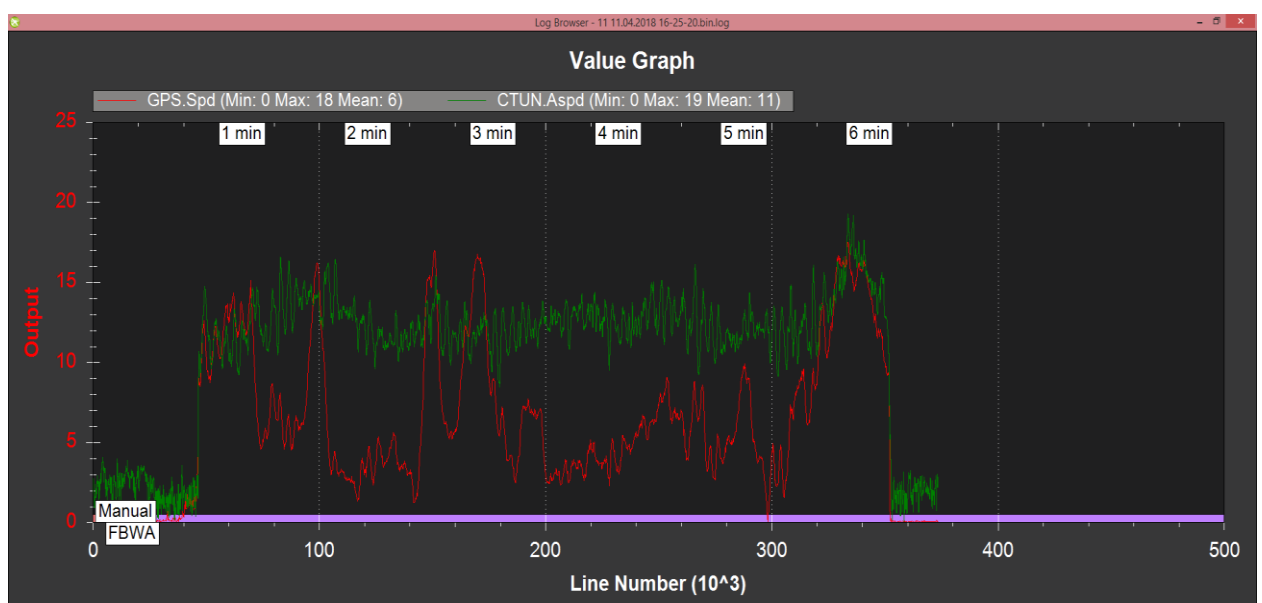


Abbildung 18: Geschwindigkeitsanalyse bei starkem Wind

Ein weiteres Diagramm soll in Bild 18 analysiert werden. In diesem Schaubild ist die Airspeed sowie Groundspeed abgebildet. Dabei ist ein vollautomatischer Flug mit automatischem Start und automatischer Landung absolviert. Während des Fluges war zu sehen, dass sich einige Schwierigkeiten für das Flugzeug ergeben. Durch den starken Wind an dem Tag ist das Flugzeug nur schwer vorwärts gekommen, was die Abbildung 18 veranschaulicht. Dabei ist zu sehen, dass die Groundspeed die meiste Zeit geringer als 5 m/s ist und die Geschwindigkeit bei ca. 5 Minuten sogar komplett bei 0 m/s angelangt ist. Dies bedeutet, dass das Flugzeug zu diesem Zeitpunkt komplett in der Luft steht. Die Analyse der Motorleistung in Abbildung 19 zeigt auch, dass der Motor meistens mit weniger als 50% der Maximalleistung gelaufen ist. Dabei ist es notwendig, die Geschwindigkeit bei solch starkem Gegenwind zu erhöhen. Dabei wird deutlich,

dass die Geschwindigkeitsregelung für höhere Windgeschwindigkeiten nicht ausreicht.

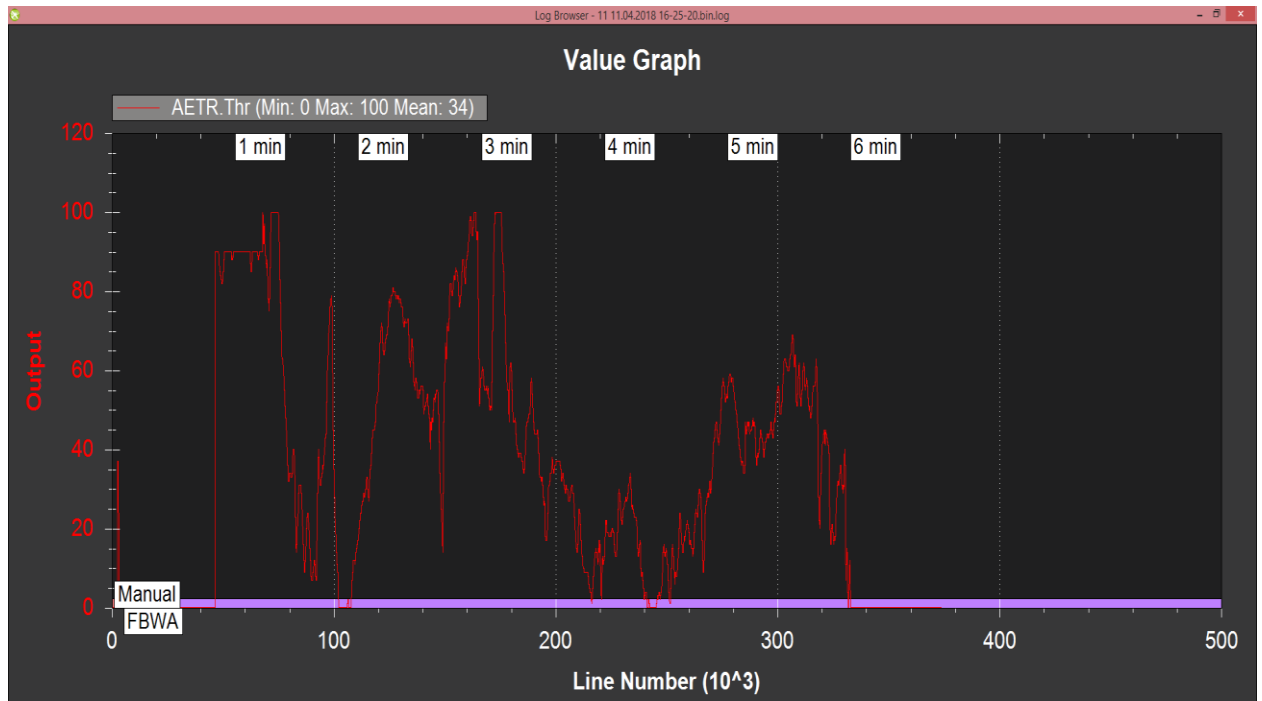


Abbildung 19: Analyse der Geschwindigkeitsregelung bei starkem Wind

5.3 Navigationsregelung

Die Einstellung der Navigation Parameter des L1 Kontrollers sorgen für eine genauere horizontale Flugbahn für das Erreichen der vorgegebenen Wegpunkte und des Kreisfluges im LOITER Modus. Ob das Flugzeug durch einen Wegpunkt durchfliegt und danach auf den nächsten Wegpunkt zufliegt oder sich vorher an die nächste Flugbahn anpasst hängt von dem Wegpunkt Radius ab. Dies wird mit dem Parameter WP_RADIUS angepasst.

5.3.1 Die Lenkungsmethodik

Für die Navigation wird ein Referenzpunkt entlang der gewünschten Flugbahn ermittelt und eine Querbeschleunigung mit Hilfe des Referenzpunktes generiert.

Der Referenzpunkt wird so gewählt, dass er vor dem Flugzeug mit der Distanz L1 auf die gewünschte Flugbahn führt siehe Bild 20. Die Querbeschleunigung berechnet sich aus

$$a_{s_{cmd}} = 2 \frac{V^2}{L_1} \sin(\eta) \quad (5.1)$$

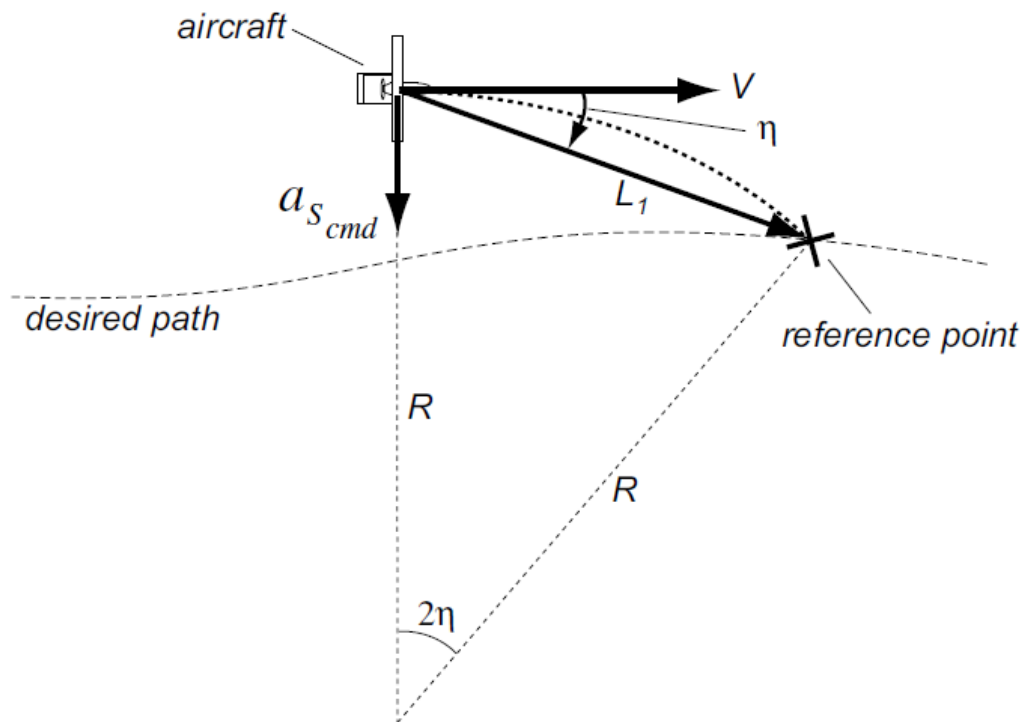


Abbildung 20: Navigationslogik [15]

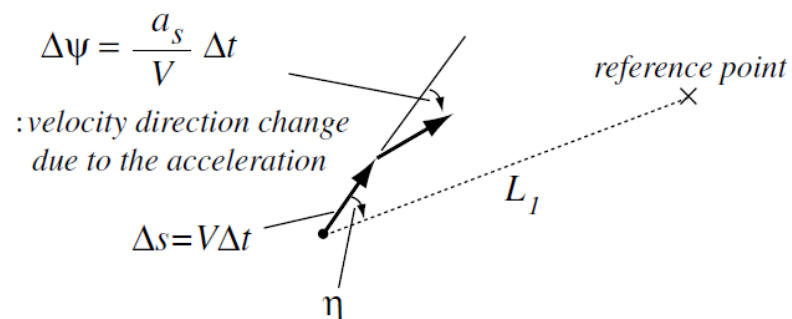


Abbildung 21: Diskrete Darstellung: Ein Zeitschritt [15]

5.3.2 Charakteristik der Lenkung

Eine zeitdiskrete Simulation der nichtlinearen Lenkung soll Einsicht über die Leistungsfähigkeit der Navigation bringen. Bild 21 zeigt die Entwicklung der Lenkung für einen kleinen Zeitschritt. Dabei ist angenommen, dass sich der Referenzpunkt rechts von der Richtung des Geschwindigkeitsvektors befindet. Im nächsten Zeitschritt rotiert demnach die Richtung des Geschwindigkeitsvektors im Uhrzeigersinn aufgrund der Beschleunigung. Mit Hilfe dieser Darstellung kann die Flugbahn für mehrere Zeitschritte simuliert werden siehe Bild 22. Dabei verringert sich der Abstand L_1 zur gewünschten Flugbahn mit jedem Zeitschritt, bis diese zusammenlaufen. Die Simulation lässt darauf schließen, dass

- Die Richtung von L_1 einen großen Winkel zur gewünschten Flugbahn bildet, wenn das Fahrzeug einen großen Abstand zur angeforderten Strecke hat.
- Die Richtung von L_1 einen kleinen Winkel zur gewünschten Flugbahn, je näher das Fahrzeug der angeforderten Strecke kommt.

Je größer der Abstand des Fahrzeugs zur gewünschten Flugstrecke ist, desto größer der Winkel, mit dem sich das Fahrzeug der Flugstrecke annähert. [15]

5.3.3 Lineare Berechnung

Die lineare Berechnung wird für folgende drei Fälle ausgeübt:

- Fall 1 : Folgen einer geraden Strecke
- Fall 2: Folgen einer kurvigen Strecke, welche sich aus einer Störung einer geraden Strecke ergibt
- Fall 3: Folgen einer Kreisbahn

Wichtig für die Auswahl der Lenkungsmethode ist die Distanz L_1 zwischen dem Fahrzeug und dem Referenzpunkt.

Fall 1: Folgen einer geraden Strecke

Abbildung 23 beschreibt die Formel, welche für die Linearisierung verwendet wird. L_1 ist die Distanz zwischen Fahrzeug und dem Referenzpunkt, d ist die Abweichung vom vorgewählten Kurs und V ist die Nenngeschwindigkeit. Mit der Annahme, dass η klein ist folgt

$$\sin \eta \approx \eta = \eta_1 + \eta_2$$

Und

$$\eta_1 \approx \frac{d}{L_1}, \quad \eta_2 \approx \frac{\dot{d}}{V}$$

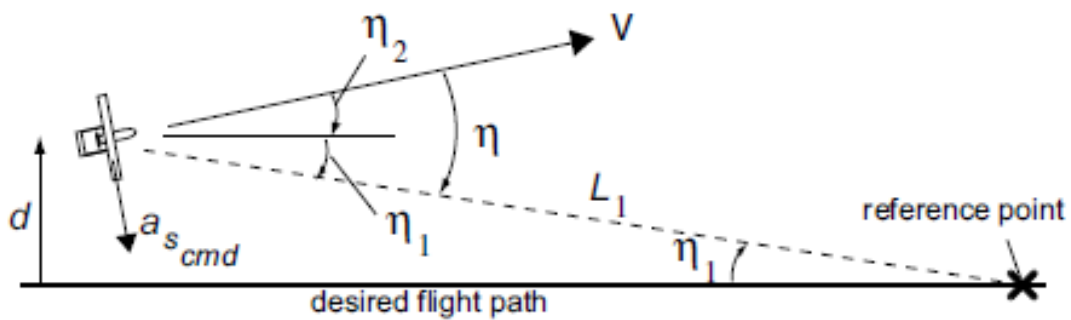


Abbildung 23: Navigation einer geraden Strecke [15]

Unter Berücksichtigung der Formel (5.1) ergibt sich daraus

$$a_{s_{cmd}} = 2 \frac{V^2}{L_1} \sin(\eta) \approx 2 \frac{V}{L_1} \left(\dot{d} + \frac{V}{L_1} d \right) \quad (5.3)$$

Die Linearisierung einer kurvigen Strecke benötigt daher einen PD Controller um die Abweichung des vorgewählten Kurses zu kompensieren. Das Verhältnis der Fahrzeuggeschwindigkeit V und der Distanz L_1 ist ein wichtiger Faktor zur Bestimmung der Verstärkung des PD Controllers. Ein niedriger Wert von L_1 führt zu einem hohen Verstärkungsfaktor. Das Verhältnis L_1/V bestimmt die Zeitkonstante des PD Controllers. Die Strecke L_1 kann mit einer Stabilitätsprüfung mit Hilfe eines linearen Regelkreises und dem PD Controller ausgewählt werden. Wenn keine innere Regelschleife und kleine Winkel für η_2 angenommen werden, so ergibt $a_{s_{cmd}} \approx -\ddot{d}$ und entspricht

$$\ddot{d} + 2\zeta\omega_n\dot{d} + \omega_n^2 d = 0 \quad \text{mit} \quad \zeta = 1/\sqrt{2}, \omega_n = \sqrt{2}V/L_1 \quad (5.4)$$

Die Formel (5.4) gibt eine Näherung eines linearen Modells an, für den Fall einer geraden Strecke. Dies entspricht einem einfachen System 2. Ordnung, welches immer eine Dämpfung von 0,707 besitzt und die Frequenz wird aus dem Verhältnis der Geschwindigkeit des Fahrzeugs V und der Distanz L_1 berechnet. [15]

Fall 2: Folgen einer kurvigen Strecke, welche sich aus einer Störung einer geraden Strecke ergibt

Die Verfolgung einer kurvigen Strecke wird mit Hilfe einer linearen Analyse einer gestörten Strecke, welche von der Nominallinie abweicht, durchgeführt wie in Bild 24 zu sehen.

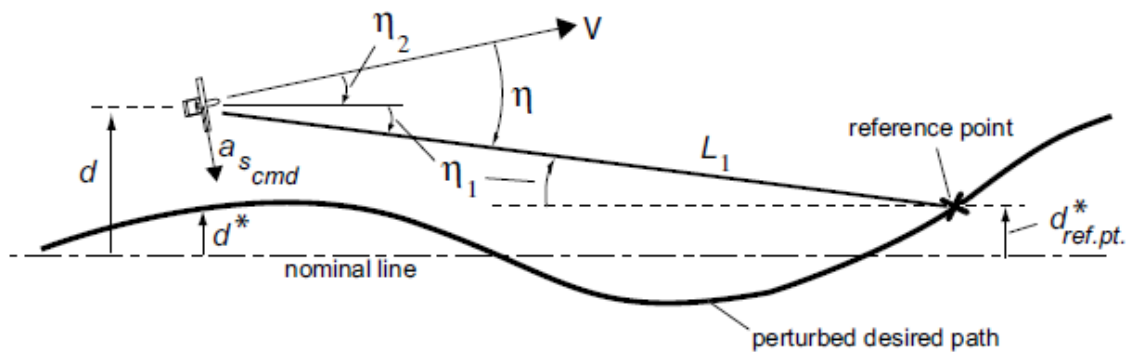


Abbildung 24: Navigation einer Kurve [15]

Dabei ist d die laterale Position des aktuellen Fahrzeug Standorts und $d^*_{\text{ref.pt.}}$ gibt die Position des Referenzpunktes an. Es wird angenommen, dass die Winkel η_1 und η_2 klein sind.

$$\sin \eta \approx \eta = \eta_1 + \eta_2$$

Daraus ergibt sich

$$\eta_1 \approx \frac{d - d^*_{\text{ref.pt.}}}{L_1}, \quad \eta_2 \approx \frac{\dot{d}}{V}$$

Und $a_{s cmd} \approx -\ddot{d}$, das Lenkungsgesetz verringert sich auf

$$\ddot{d} + \frac{2V}{L_1} \dot{d} + \frac{2V^2}{L_1^2} d = \frac{2V^2}{L_1^2} d_{ref.pt.}^* \quad (5.5)$$

Die Laplace Transformation der Formel (5.5) ergibt

$$\frac{d(s)}{d_{ref.pt.}^*(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad \text{wobei} \quad \zeta = 0.707, \quad \omega_n = \frac{\sqrt{2}V}{L_1} \quad (5.6)$$

Formel (5.6) entspricht einem linearen Tiefpass System 2. Ordnung mit einem stabilen Zustand aufgrund des Referenzpunkt Beitrags zur Fahrzeugposition. Der Dämpfungsfaktor beträgt 0,707 und die ungedämpfte Eigenfrequenz berechnet sich aus $\frac{\sqrt{2}V}{L_1}$. Der Eingang der Übertragungsfunktion ist die laterale Position des Referenzpunktes $d_{ref.pt.}^*$, nicht die Position der gewünschten Strecke bei dem aktuellen Fahrzeug Standort d^* . Die Verwendung eines vorauskommenden Referenzpunktes ermöglicht eine Phasenrückgewinnung um die Frequenz ω_n . [15]

Fall 3: Folgen einer Kreisbahn

Das Diagramm in Bild 25 weist den Fall für das Verfolgen einer Kreisbahn auf. Dabei werden η_1 und η_2 als klein angenommen, aber η_3 größer als 0.

$$\eta_1 \approx 0, \eta_2 \approx 0, |\eta_3| \gg 0 \quad (5.7)$$

Dabei ist anzumerken, dass der Winkel η_3 in Zusammenhang mit dem lokalen Kreissegment gebracht wird, wie im Diagramm beschrieben. Die aktuelle Position des Fahrzeugs wird bestimmt durch $r = R + d$ und θ . Ψ zeigt die Geschwindigkeitsrichtung. η_2 ist der Winkel, der bei der Differenz zwischen der Geschwindigkeit und der aktuellen Tangentenlinie zur gewünschten Kreisbahn entsteht. Der Zusammenhang zwischen den drei Winkeln ist beschrieben durch

$$\Psi - \theta + \eta_2 = \frac{\pi}{2}$$

Folglich ist

$$\dot{\Psi} = \dot{\theta} - \dot{\eta}_2 \quad (5.8)$$

Ebenso, aufgrund der Annahme in Gleichung (5.7) und der Verwendung des Zusammenhangs in Gleichung (5.2) ergibt sich

$$\sin(\eta_3) \approx \frac{L_1}{2R} \quad (5.9)$$

Zusätzlich wird definiert, dass

$$c \equiv \cos \eta_3 \approx \sqrt{1 - \left(\frac{L_1}{2R}\right)^2} \quad (6.0)$$

Bei der Annahme kleiner Winkel für η_2 ergibt sich die Änderungsrate des Positionsfehlers durch

$$\dot{d} = V \sin \eta_2 \approx V \eta_2$$

Somit ergibt sich

$$\ddot{d} \approx V \dot{\eta}_2 \quad (6.1)$$

Durch Verwendung des Zusammenhangs in Gl. (5.8) und Gl. (6.3) wird die Querbeschleunigung ausgedrückt mit

$$a_{s_{cmd}} \approx V \dot{\psi} = V \dot{\theta} - V \dot{\eta}_2 = V \dot{\theta} - \ddot{d}$$

Mit der Annahme kleiner Winkel für η_1 und η_2 ergibt sich

$$V \dot{\theta} \approx \frac{V^2}{R}$$

Welche der Zentripetalbeschleunigung entspricht zum Folgen der Kreisbahn mit dem Radius R und der Geschwindigkeit V

$$a_{s_{cmd}} \approx \frac{V^2}{R} - \ddot{d} \quad (6.2)$$

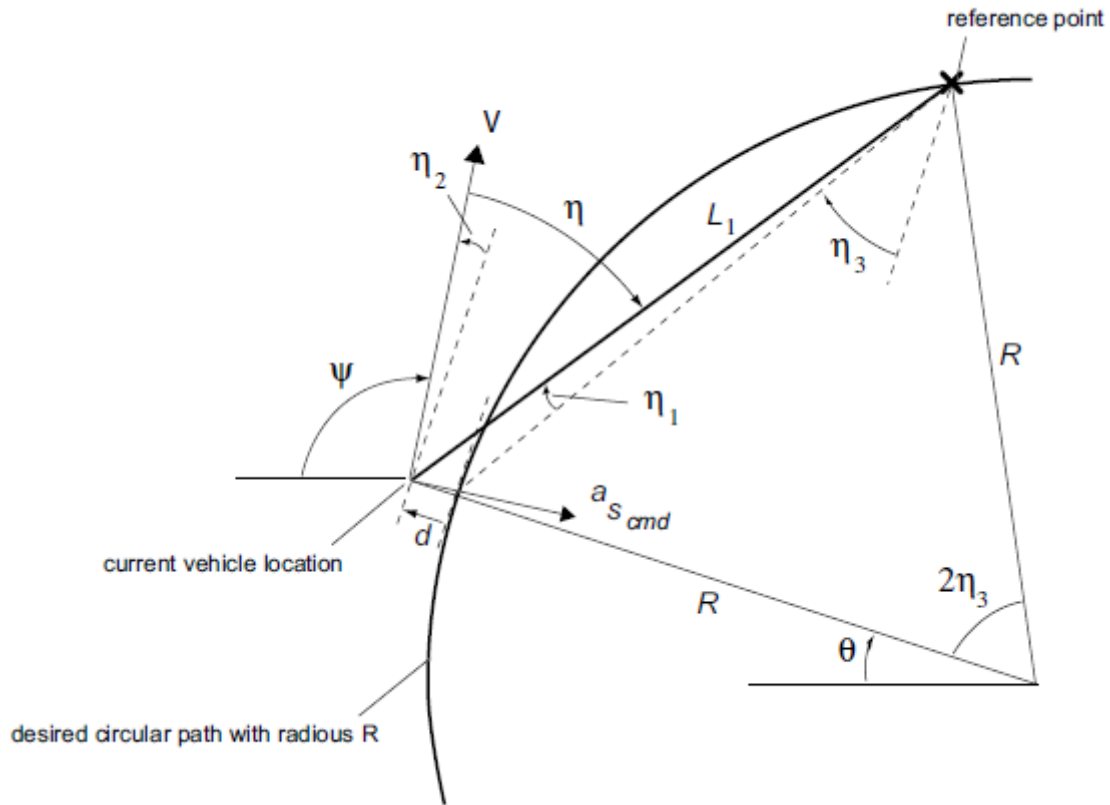


Abbildung 25: Navigation einer Kreisbahn [15]

unter der Verwendung kleiner Winkel für η_1 und η_2

$$\begin{aligned} \frac{2V^2}{L_1} \sin \eta &= \frac{2V^2}{L_1} \sin (\eta_1 + \eta_2 + \eta_3) = \frac{2V^2}{L_1} \{ \sin(\eta_1 + \eta_2) \cos \eta_3 + \cos(\eta_1 + \eta_2) \sin \eta_3 \} \\ &\approx \frac{2V^2}{L_1} \{ \eta_1 \cos \eta_3 + \eta_2 \cos \eta_3 + \sin \eta_3 \} \end{aligned} \quad (6.3)$$

Mit

$$\eta_1 \approx \frac{d}{L_1} \cos \eta_3, \quad \eta_2 \approx \frac{\dot{d}}{V}$$

Und anwenden der Gleichung (5.9) und Gleichung (6.0), verkürzt sich die Gleichung (6.3) auf

$$\frac{2V^2}{L_1} \sin \eta = \frac{2V^2 c^2}{L_1^2} d + \frac{2Vc}{L_1} \dot{d} + \frac{V^2}{R} \quad (6.4)$$

Schließlich ergibt sich durch Substituierung des Zusammenhangs in Gleichung (6.2) und Gleichung (6.4) eingesetzt in Gleichung (5.1)

$$\ddot{d} + 2\zeta\omega_n\dot{d} + \omega_n^2 d \approx 0 \quad \text{wobei} \quad \zeta = 0.707, \quad \omega_n = \frac{\sqrt{2}V_c}{L_1} \quad (6.5)$$

Folglich ergibt sich $d \rightarrow 0$ für $t \rightarrow \infty$. [15]

5.4 Total Energy Control System (TECS)

TECS Algorithmus

Das Total Energy Control System steuert die Höhe und Geschwindigkeit des Flugzeugs, indem Nickwinkel und Motordrosselung geregelt werden um die angeforderte Fluglage vorzunehmen. Hierfür wird die Berechnung der potenziellen Energie und kinetischen Energie herangezogen.

$$E_{pot} = m * g * h \quad (6.6)$$

und

$$E_{kin} = \frac{1}{2} m * v^2 \quad (6.7)$$

Die potentielle Energie ist die Energie, die in einem Körper aufgrund seiner Lage gespeichert wird. Um einen Körper um die Höhe h anzuheben muss Energie aufgewendet werden. Die aufgewendete Energie entspricht der Energie, die in dem Körper gespeichert wird. Nach diesem Prinzip wird Energie benötigt, um ein Flugzeug um die Höhe h anzuheben. Dies bedeutet, dass mehr Gas benötigt wird, damit das Flugzeug angehoben wird.

Die kinetische Energie ist die Energie, die in einem bewegten Körper aufgrund seiner Geschwindigkeit gespeichert wird. Um die Geschwindigkeit eines Flugzeugs zu erhöhen muss demnach Energie zugeführt werden, damit diese erreicht wird.

Die Gesamtenergie, die in einem Flugzeug steckt ist die Summe aus der kinetischen und potentiellen Energie. So beeinflusst der Luftwiderstand die Gesamtenergie eines Luftfahrzeuges

bei konstanter Geschwindigkeit und zieht dieses nach unten. Dies führt dazu, dass der Motor mehr Arbeit aufwenden muss, um diesen Energieverlust zu kompensieren. Das TECS dient dazu, die Gesamtenergie mit Hilfe der angeforderten Höhe und Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs zu berechnen und die Motorregelung an die Anforderung anzupassen. Eine weitere Aufgabe des Total Energy Control System ist die Gesamtenergie anzupassen, indem potentielle Energie und kinetische Energie an die Anforderungen angepasst werden. Wie stark die Anpassung zwischen potentieller und kinetischer Energie durchgeführt werden soll, wird mit dem TECS_SPDWEIGHT Parameter angepasst. Der Standardwert ist dabei 1. Dies bedeutet, dass kinetische und potentielle Energie im Gleichgewicht sind. Ein Wert von 0 setzt nur auf potentielle Energie und ein Wert von 2 nur auf kinetische Energie. [16]

5.5 Extended Kalman Filter (EKF)

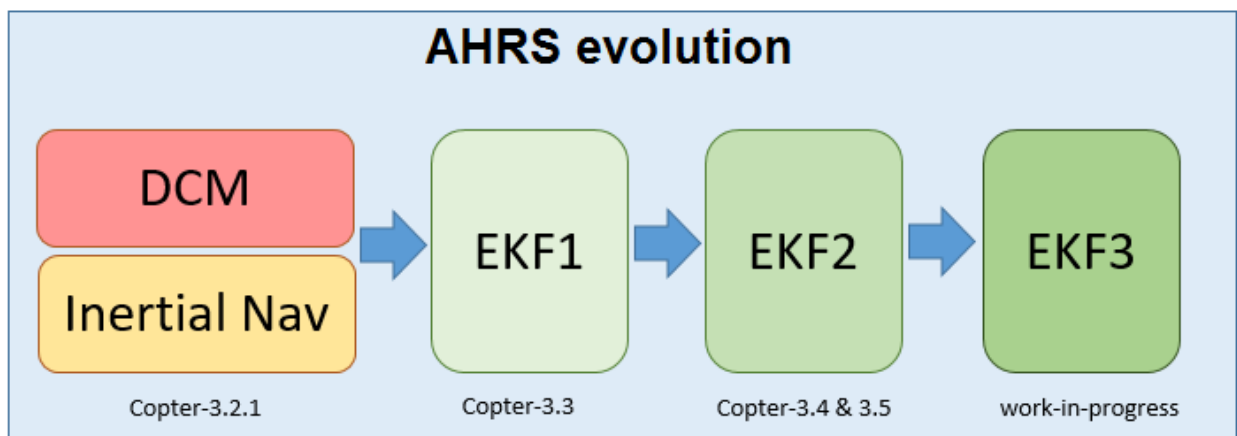


Abbildung 26: Entwicklung der Navigationsalgorithmen [17]

Der Extended Kalman Filter Algorithmus dient zur Bestimmung der Position eines Fahrzeuges. Für die Bestimmung wird die Geschwindigkeit und die Winkelausrichtung basierend auf den Informationen des Beschleunigungs- und Lagesensors, des Kompasses und GPS, sowie Airspeed und Luftdruck Daten herangezogen. Daraus ergeben sich Zustände, welche in einem Vektor gespeichert werden.

Der Vorteil eines EKF ist, dass die Einbeziehung aller Messwerte eine geringere Fehlerwahrscheinlichkeit aufweist als beispielsweise ein einfaches Trägheitsnavigationssystem.

Zusätzlich kann der genaue Zustand des Körpers, in Bezug auf Lage und Geschwindigkeit bestimmt werden. Somit kann der Ausfall einer Messeinheit mit Hilfe anderer Daten kompensiert werden. Außerdem lassen sich externe Sensoren einbeziehen um die Navigation zu unterstützen. Besitzt der Flugcontroller mehrere IMUs, so können die Daten parallel verarbeitet werden. Dabei wird jeweils der Sensor mit den zuverlässigsten Daten verwendet. Wichtig für die Verwendung des EKF Algorithmus, ist die Kalibrierung des Beschleunigungssensors und des Kompasses. Ansonsten kann es zu fehlerhaftem Flugverhalten aufgrund schlechter Sensor Daten führen.

Der Extended Kalman Filter wird für nichtlineare Systeme verwendet. Mit Hilfe des EKF können Zustände, wie Geschwindigkeit, Beschleunigung, Windgeschwindigkeit und Position eines Systems geschätzt werden. Der EKF kombiniert diese Messungen und schätzt die internen Zustände des Systems ab, die nicht direkt bestimmt werden können, aber aus den Messungen abgeleitet werden können. So kann durch die Integration der Rotationsraten die Änderung der Winkel bestimmt werden. Durch Integration der Beschleunigung ergibt sich die Geschwindigkeit und durch die Integration der Geschwindigkeit kann die Änderung der Position bestimmt werden.

Der EKF initialisiert zu Beginn die möglichen Zustände des Filters. Anschließend werden die Zustände aus der Änderung der Orientierung, Position und Geschwindigkeit mit Hilfe der IMU Daten geschätzt. Die Kovarianz gibt die Unsicherheit zu den geschätzten Zuständen an. Solange keine Messungen eingehen wächst die Kovarianzmatrix. Der Filter linearisiert die Systemgleichungen über die aktuelle Schätzung der Zustände. Die Kovarianzmatrix ist gegeben durch

$$P_{k|k-1} = \Phi_{k-1} P_{k-1|k-1} \Phi_{k-1}^T + Q_{k-1} \quad (6.8)$$

Dabei ist Q_{k-1} ein Prozessrauschen durch die IMUs und Φ_{k-1} die Zustandsmatrix. Die Zustandsmatrix und Kovarianzmatrix werden mit Hilfe von Messungen aktualisiert. Dabei schrumpft die Kovarianz nach jeder Messung sofern neue Informationen gewonnen werden. Die Differenz zwischen der Schätzung des Filters und der Messung durch die Sensoren wird mit der Kalman Verstärkung multipliziert, welche gegeben ist durch

$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1}, \quad (6.9)$$

Um eine Korrektur zu berechnen und diese für den Zustandsvektor anzuwenden. Dabei soll die Differenz idealerweise 0 betragen. Die Differenz zwischen dem geschätzten Wert und dem gemessenen Wert bestimmt sich mit:

$$v_k = z - z_p$$

Sobald die Differenz der geschätzten und der gemessenen Werte bestimmt ist und diese mit der Kalman Verstärkung multipliziert wird der Filterzustand aktualisiert.

$$\begin{bmatrix} \hat{\delta\phi}_{k|k} \\ \hat{\delta b}_{k|k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\delta\phi}_{k|k-1} \\ \hat{\delta b}_{k|k-1} \end{bmatrix} + K_k v_k$$

Zum Schluss wird die Kovarianzmatrix aktualisiert und damit die Unsicherheit der Schätzung verringert.

$$P_{k|k} = (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \quad (7.0)$$

Dabei ist H_k die Matrix für die gemessenen Sensor Daten und I eine Einheitsmatrix. [19]

Funktionsweise des Filters

1. IMU Drehraten werden zur Bestimmung der Winkelposition eingebunden.
2. IMU Beschleunigungen werden aus der Winkelposition des Körpers umgerechnet.
3. Die Beschleunigungen werden zur Bestimmung der Geschwindigkeit eingebunden
4. Aus der Geschwindigkeit wird die Position bestimmt.
5. Schätzung des Rauschens durch die Beschleunigung und des Kreisels bestimmt den Fehler für die Winkel-, Positions- und Geschwindigkeitsbestimmung, welche von den IMU Daten bestimmt werden. Fehler werden in einer Matrix, der Kovarianzmatrix erfasst.
6. Sobald GPS Messungen zur Verfügung stehen wird die Abweichung der geschätzten Position aus 4.) mit der GPS Position berechnet. Die Abweichung wird „Innovation“ bezeichnet.
7. Die Abweichungen aus 6.) und 5.), sowie der GPS Messfehler, welcher durch den Parameter EKF_POSNE_NOISE spezifiziert ist, werden zur Korrektur für jeden Filter Zustand mit einbezogen.
8. Aufgrund der vorhandenen Messung wird die Unsicherheiten mit jeder Aktualisierung reduziert. Der Filter berechnet die Reduktion der Unsicherheit aufgrund der

Zustandskorrektur und aktualisiert die Kovarianzmatrix. Anschließend wird Schritt 1 wieder durchgeführt. [18]

5.6 Autopilot

Voraussetzung für das Fliegen einer vollautomatisierten Mission mit automatischem Start und automatischer Landung ist die korrekte Regler Auslegung des Flugzeugs, wie in Kapitel 5 beschrieben, sowie die Kalibrierung und Konfiguration der Sensoren. Für die Implementierung des Autopiloten, mit automatischem Start und automatischer Landung, wird ein Befehl für das Abheben und starten des Motors benötigt, sowie ein Befehl für eine automatische Landung. Zwischen dem Start und der Landung werden mit Hilfe des Mission Planners Wegpunkte generiert. Um einen erfolgreichen Start zu garantieren müssen einige Parameter angepasst werden. Der Parameter TKOFF_THR_MINACC gibt die Mindestbeschleunigung an, die das Flugzeug beim Start erreichen muss, bevor der Motor gestartet wird. Dieser Wert soll so gewählt werden, dass diese Beschleunigung auch tatsächlich erreicht werden kann. Wird das Flugzeug für den Start mit der Hand geworfen, empfiehlt sich eine Beschleunigung um die 15m/s^2 . Zudem gibt der Parameter TKOFF_THR_MINSPD die minimale Groundspeed an, die das Flugzeug erreichen muss, bevor der Motor gestartet wird. Dieser Parameter dient zum einen als Sicherheit, damit der Motor nicht während dem Laufen zur Startposition anspringt. Für den Parameter TKOFF_THR_MINSPD empfiehlt sich deshalb ein Wert von 2-4 m/s. Ein zu hoher Wert sorgt dafür, dass das Flugzeug mit mehr Kraft geworfen werden muss. Dies führt unter Umständen zu Schäden am Flugzeug, da der Motor nicht an geht, weil die Geschwindigkeit unterschritten wird. Sind die Bedingungen für TKOFF_THR_MINACC und TKOFF_THR_MINSPD erfüllt, so gibt der Parameter TKOFF_THR_DEL die Verzögerung in 1/10 Sekunden an, bis der Motor gestartet wird. Dies dient zur Sicherheit, dass nach dem Erreichen der minimalen Beschleunigung und Geschwindigkeit der Motor nicht direkt gestartet wird, sondern erst nach dem Abwurf von der Hand oder nach dem Bungee Start. Für den Abwurf aus der Hand, empfiehlt sich ein Wert von 2. Dies entspricht einer Verzögerung von 2/10, also 0,2 Sekunden. Für einen Bungee Start ist dieser Wert deutlich höher, da das Flugzeug erst komplett von dem Gummizug befreit werden muss,

bis der Motor startet. Dazu bietet sich ein Wert von etwa 30, entsprechend 30/10 oder 3 Sekunden an.

Sind diese drei Parameter eingestellt, so kann ein vollautomatischer Flug erstellt werden. Dazu wird im „Flight Data“ Menü des Mission Planners mit einem rechten Mausklick ein sogenannter „Takeoff“ Befehl erstellt. Anschließend ist eine Höhe anzugeben, die beim Starten erreicht wird, bevor das Flugzeug zum ersten Wegpunkt fliegt. Zusätzlich wird ein Nickwinkel als zweite Bedingung verlangt, welchen das Flugzeug während des Abhebens annimmt. Dieser Wert ist abhängig von der Beschaffenheit des Flugzeugs. Beim EasyStar 2 kann ein Winkel von 15 bis 20 Grad angenommen werden. Nach dem Erstellen des Takeoff Befehls können beliebig viele Wegpunkte generiert werden, mit dem Klicken der linken Maustaste auf der Karte. Die Wegpunkte sind mit einem grünen Marker und einem gestrichelten Kreis auf der Karte gekennzeichnet und erscheinen auf der rechten Bildschirmhälfte in einer Liste. Der gestrichelte Kreis entspricht dabei dem Wegpunkt Radius. Dieser Radius gibt an, ab wann das Flugzeug den Wegpunkt als erreicht ansieht. Ein großer Wegpunkt Radius sorgt demnach für eine ungenauere Navigierung. Ein kleiner Wegpunkt Radius sorgt für eine präzisere Navigierung, aber kann dazu führen, dass einige Wegpunkte verfehlt werden können. Dies liegt unter anderem an einer nicht korrekten Auslegung des NAVL1 Controllers oder einer zu steil konstruierter Flugstrecke, die das Flugzeug aufgrund begrenzter Rollwinkel nicht erreichen kann. Der Wegpunkt Radius kann in der rechten Bildschirmhälfte unter WP Radius oder mit dem Parameter WP_RADIUS geändert werden. Der Loiter Radius ist der Kreistradius, den das Flugzeug im LOITER, CIRCLE oder RTL Modus fliegt. Dieser kann mit dem Parameter WP_LOITER_RAD eingestellt werden. Ebenso kann in der rechten Bildschirmhälfte die Höhe des Wegpunktes angegeben werden. Dabei entspricht die absolute Höhe der Höhe vom Meeresspiegel berechnet. Die relative Höhe ist die Höhe von der Startposition aus berechnet. Mission Planner berechnet aus 2 Wegpunkten den einzustellenden Nickwinkel zum Erreichen der angegebenen Höhe und die Distanz zwischen den beiden Wegpunkten. Für die automatische Landung muss ein Landen Befehl in die Flugstrecke eingefügt werden. Dies wird durch Klicken mit der rechten Maustaste auf der Karte und der Auswahl Landen erreicht. Alternativ kann ebenso ein Wegpunkt erstellt werden und auf der rechten Bildschirmhälfte unter der Befehlsspalte der letzte Wegpunkt als Land gewählt werden. Dabei ist es wichtig, dass beim Land Wegpunkt die Höhe 0 eingestellt wird. Beim

Erstellen der Flugstrecke ist darauf zu achten, dass die Winkel, welche von Mission Planner von Wegpunkt zu Wegpunkt berechnet werden eingestellt werden können. Die Landung ist, wenn möglich gegen den Wind auszurichten, um eine sanfte Landung zu vollführen. Das Flugzeug kann anschließend von einer beliebigen Stelle gestartet werden. Das Flugzeug ist gegen den Wind zu starten, um einen besseren Auftrieb für den Start zu gewährleisten.

Um eine geplante Flugstrecke automatisch durchzuführen, wird eine Verbindung mit dem Pixhawk und dem Computer hergestellt. Anschließend werden die Wegpunkte im „Flight Data“ Fenster mit dem Befehl WPs speichern auf den Pixhawk geladen. Anschließend wird mit der Fernsteuerung der AUTO Flugmodus gewählt. Unter Umständen muss vorher der Flugmodus im Mission Planner ausgewählt werden. Sobald der AUTO Modus gewählt ist, kann der Safety Schalter gedrückt werden um die Servos zu aktivieren. Als nächstes wird der Motor scharf gestellt, indem im Mission Planner Aktionen Menü die Schaltfläche Aktiv/Inaktiv betätigt wird. Sobald im HUD der Status von „disarmed“ auf „armed“ wechselt, wird mit der Fernsteuerung der Gasknüppel auf einen Wert größer 0 gestellt. Dies ist notwendig, damit der Pixhawk eine niedrige Gasknüppel Stellung nicht als Fehlersicherheit erkennt und signalisiert wird, dass der Motor gestartet werden soll. Beim Einstellen des Gasknüppels darf der Motor nicht aktiv werden. Anschließend ist das Flugzeug bereit für den Start und kann von der Hand oder mit Hilfe eines Bungees gestartet werden.

Bevor das Flugzeug im AUTO Modus gestartet wird, ist es ratsam, vorher im FBW-A Modus die korrekte Funktionsweise der Servos und des Motors zu prüfen.

6 Problemanalyse

Dieses Kapitel befasst sich mit Problemen, welche während der Arbeit aufgetreten sind und vermeiden lassen. Dies soll zum einen zu Analyse der Zuverlässigkeit des Systems dienen und den Einstieg für künftige Arbeiten mit dem Pixhawk PX4 erleichtern.

- Falls sich die Servos nach dem Anschluss an dem Pixhawk und der Kalibrierung des Empfängers nicht bedienen lassen, ist eine längere Betätigung des Sicherheitsschalters

notwendig. Danach ist die Steuerung der Servos möglich. Dies ist eine Sicherheitsmaßnahme des Pixhawk und ist beispielsweise beim APM Flugcontroller nicht vorhanden. Auch der Motor lässt sich erst nach betätigen des Safety Switch und dem Scharf stellen des Motors mit Hilfe des Mission Planners oder der Fernbedienung steuern.

- Bewegen sich die Servos ohne die Fernsteuerung zu bedienen, so kann dies folgende Ursachen haben. Zum einen kann ein autonomer Modus, z.B FBW-A oder RTL ausgewählt sein. Dies bedeutet, dass der Autopilot versucht die Fluglage an die vorgegebenen Knüppelstellungen der Fernbedienung anzupassen und der Autopilot regelt. Andererseits ist es möglich, dass die Fernbedienung ausgeschaltet wird während der Pixhawk noch eingeschaltet ist. In diesem Fall wechselt der Pixhawk nach Verlust des Empfängersignals in einen Failsafe Modus. Wird die Verbindung innerhalb von wenigen Sekunden nicht wiederhergestellt, so geht der Pixhawk zunächst in den CIRCLE Modus und führt Kreisflüge um den aktuellen Standpunkt durch. Ist die Verbindung immer noch nicht wiederhergestellt, so wechselt der Pixhawk vom CIRCLE Modus in den RTL Modus, und versucht zu seiner Startposition zurückzukehren. Dies führt gegebenenfalls zu Bewegungen der Servos, obwohl die Fernsteuerung nicht bedient wird. Um dem Fehler auf den Grund zu gehen, reicht ein Blick auf das HUD des Mission Planners. Dort wird der aktuelle Flugmodus angezeigt. Dabei ist es wichtig zu wissen, dass nach dem erneuten Aufbau der Verbindung der Flugmodus einmal gewechselt werden muss.
- Ein Kontaktfehler des Power Moduls hat die Funktion des Airspeed Sensors beeinträchtigt. Die Funktion des Airspeed Sensors kann ebenfalls eingeschränkt werden, auf Grund eines falschen vorgegebenen Anschlusspins. Die Anpassung geschieht über den Parameter ARSPD_PIN. Für den Pixhawk wird dabei der Pin 15 des ARSPD_PIN verwendet.
- Folgende Probleme können sich beim Start ergeben:
 - Bad Compass Variance: Um diesen Fehler zu vermeiden, ist sicherzustellen, dass der Kompass vorher richtig kalibriert ist. Dazu empfiehlt sich die „Live Kalibrierung“ des Mission Planner anhand der angegebenen Schritte. Ist der

Fehler trotz der Kalibrierung nicht behoben, so liegt dies unter Umständen an der Verwendung des internen und eines externen Kompasses. Diese können sich unter Umständen aufgrund schlechter Daten und der Verwendung des EKF beeinflussen. Abhilfe kann geschaffen werden, indem beispielsweise der interne Kompass im Mission Planner unter „initial Hardware“ deaktiviert wird.

- Bad AHRS: Dieser Fehler ergibt sich meistens nach dem Verbindungsaufbau mit dem Pixhawk. Zur Behebung des Fehlers ist es notwendig, dass sich das Flugzeug nicht bewegt. Ist das Flugzeug in Ruhe und der Fehler immer noch da, so ist ein Neustart des Pixhawk notwendig. Dies wird durch entfernen und erneutem anstecken des Akkus erreicht oder mit Hilfe des Mission Planner im „Flight Data“ Menü unter dem Unterpunkt „Aktionen“ und der Auswahl des „PREFLIGHT_REBOOT_SHUT“ Befehls.
- Ist die Änderung des Flugmodus mit der Fernbedienung nicht möglich, so kann im Mission Planner der RC Kanal für die Auswahl des Flug Modus geändert werden. Dies wird mit dem Parameter FLTMODE_CH in der Parameterliste des Mission Planner geändert.
- Ein schwerwiegendes Problem ist die Funkverbindung, zur Kommunikation mit dem Autopiloten, mit Hilfe eines 433MHz Telemetrie Moduls. Diese ist nicht nur relativ langsam, sondern auch anfällig für Fehler. Nach einem Fehlstart im AUTO Modus mit automatischem Start ist es nicht möglich, den Motor des Flugzeuges mit dem Mission Planner zu deaktivieren. Dies ist bei Modellflugzeugen mit geringer Motorleistung noch verkraftbar, aber bei Flugzeugen mit mehr Leistung kann dies zu ernsthaften Schäden führen. Aufgrund der schlechten Verbindung ist ein manuelles Tuning, unter Verwendung der Graphen nicht möglich. Denn die Telemetrie Daten sind relativ ungenau und durch die stockende Verbindung ist es schwierig rechtzeitig auf schlechtes Regelverhalten zu reagieren.
- Beim AUTO Flugmodus mit automatischem Start fliegt das Flugzeug in die Richtung, in die es zeigt sobald der TAKEOFF Befehl angefordert wird und hält den Kurs bis die eingestellt Höhe erreicht ist. Deshalb ist darauf zu achten, wann der AUTO Modus

tatsächlich eingestellt wird, da das Flugzeug ansonsten in eine ungewünschte Richtung fliegen kann.

- Das Scharfstellen des Motors mit der Fernsteuerung ist trotz Parametereinstellung nicht möglich. Damit ergibt sich keine Kontrolle für den Piloten zum aktivieren bzw. deaktivieren des Motors

7 Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit wurde die Auslegung der Regler für den Pixhawk PX4 und das Navigationsprinzip beschrieben. Die Regelung wurde so ausgelegt, dass ein autonomer Flug, mit automatischem Start und automatischer Landung, mit dem Multiplex EasyStar 2 absolviert werden konnte. Zu Beginn wurden nur manuelle Flüge mit der Hilfe von Prof. Dr. rer. nat. Werner Schröder durchgeführt. Mit dessen Hilfe war es ebenfalls möglich, den Airspeed Sensor erfolgreich zu kalibrieren und eine Regelung mit Hilfe des AUTOTUNE Modus durchzuführen. Die Analyse des Flugverhaltens mit Hilfe des Datenspeicher Protokolls zeigt auf, dass trotz des automatischen Tunings die Regler Parameter nicht optimal eingestellt sind. Dies liegt zum einen an den schlechten Wetterbedingungen, bei denen keine Flüge durchgeführt werden konnten und zum anderen an terminlichen Überschneidungen. Als Ausblick besteht deshalb das Interesse, die Parametereinstellung für die Regler zu optimieren, um ein ideales Flugverhalten zu erreichen. Dazu benötigt es allerdings einen erfahrenen Piloten und ausreichend Zeit, da das manuelle Tuning für den Roll- und Höhenregler zeitaufwendig sein kann. Außerdem sind gute Wetterbedingungen notwendig, welche sich in den nächsten Wochen anbieten. Diese Zeit soll deshalb genutzt werden, um weitere Flüge zu absolvieren und ein genaueres Flugverhalten für den Multiplex EasyStar 2 zu erreichen. Aufgrund dieser Erkenntnisse wird dann entschieden, ob sich das System für den ELCOD Flieger eignet. Bislang sieht der ArduPilot Autopilot ziemlich vielversprechend aus, vor allem für erwerbzbare Flugzeuge. Außerdem bietet der Mission Planner umfangreiche Funktionen und ist ideal für die ArduPilot Software ausgelegt. Momentan stellen die beschriebenen Fehler, in der Problemanalyse, vor dem Start die Zuverlässigkeit des Systems in Frage. Die Folgerung entsteht aus der Tatsache, dass kein einziger Flug ohne Fehlermeldung

gestartet werden konnte. Teilweise war es möglich, die Fehler zu beheben und den Flug dennoch zu starten. Wenn dies nicht möglich war, wurde mit der Änderung des „Arming_Check“ Parameters diese Fehler umgangen, indem für den Start nur ein GPS Signal notwendig war. Daraus folgt die Annahme, dass die Kalibrierung für die Sensoren nicht korrekt funktioniert oder die Auswertung der Sensor Daten zu Fehlern neigt. Darum soll dieser Annahme in weiteren Versuchen auf den Grund gegangen werden. Die Genauigkeit des Systems ist bislang vielversprechend und soll mit der Regler Optimierung vor allem das Verhalten des Fliegers und damit auch die Genauigkeit der Navigation verbessern. Des Weiteren besteht der Anreiz, auf Basis der Blockdiagramme der Regler ein MATLAB Modell zu erstellen und die Regelung mit Hilfe der Servo Daten auszulegen. Damit ergibt sich eine weitere Möglichkeit, die Regelung einzustellen.

8 Literaturverzeichnis

- [1] www.wikipedia.org: Fluggeschwindigkeit
<https://de.wikipedia.org/wiki/Fluggeschwindigkeit>, [Online; Zugriff am 13.05.2018]
- [2] www.wikipedia.org: Head-Up-Display
<https://de.wikipedia.org/wiki/Head-up-Display>, [Online; Zugriff am 13.05.2018]
- [3] www.wikipedia.de: Inertiale Messeinheit
https://de.wikipedia.org/wiki/Inertiale_Messeinheit, [Online; Zugriff am 13.05.2018]
- [4] www.wikipedia.org: Roll-Nick-Gier-Winkel
<https://de.wikipedia.org/wiki/Roll-Nick-Gier-Winkel>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [5] www.ardupilot.org: Choosing a Ground Station.
<http://ardupilot.org/plane/docs/common-choosing-a-ground-station.html>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [6] www.ardupilot.org: Autopilot Hardware Options.
<http://ardupilot.org/plane/docs/common-autopilots.html#common-autopilots>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [7] www.pixhawk.org: Pixhawk Autopilot
<https://pixhawk.org/modules/pixhawk>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [8] www.multiplex-rc.de: Multiplex RR EasyStar II
<https://www.multiplex-rc.de/produkte/264260-rr-easystar-ii-mit-bl-antrieb>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [9] www.ardupilot.org: Mission Planner Overview.
<http://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-overview.html>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [10] www.ardupilot.org: Plane Architecture
<http://ardupilot.org/dev/docs/plane-architecture.html>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [11] www.ardupilot.org: Roll, Pitch and Yaw Controller Tuning.

-
- <http://ardupilot.org/plane/docs/roll-pitch-controller-tuning.html>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [12] [www.ardupilot.org](http://ardupilot.org/plane/docs/configuration-files-for-common-airframes.html): Configuration Values for Common Airframes
<http://ardupilot.org/plane/docs/configuration-files-for-common-airframes.html>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [13] [www.ardupilot.org](http://ardupilot.org/plane/docs/calibrating-an-airspeed-sensor.html): Calibrating an Airspeed Sensor.
<http://ardupilot.org/plane/docs/calibrating-an-airspeed-sensor.html>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [14] [www.ardupilot.org](http://ardupilot.org/plane/docs/automatic-tuning-with-autotune.html): Automatic Tuning with AUTOTUNE.
<http://ardupilot.org/plane/docs/automatic-tuning-with-autotune.html>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [15] Sanghyuk Park, John Deyst, Jonathan P. How, "A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking", Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, 02139, USA
- [16] [www.ardupilot.org](http://ardupilot.org/plane/docs/tecs-total-energy-control-system-for-speed-height-tuning-guide.html): TECS (Total Energy Control System) for Speed and Height Tuning Guide.
<http://ardupilot.org/plane/docs/tecs-total-energy-control-system-for-speed-height-tuning-guide.html>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [17] [www.ardupilot.org](http://ardupilot.org/plane/docs/common-apm-navigation-extended-kalman-filter-overview.html): Extended Kalman Filter (EKF).
<http://ardupilot.org/plane/docs/common-apm-navigation-extended-kalman-filter-overview.html>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [18] [www.ardupilot.org](http://ardupilot.org/dev/docs/extended-kalman-filter.html): Extended Kalman Filter Navigation Overview and Tuning.
<http://ardupilot.org/dev/docs/extended-kalman-filter.html>, [Online; Zugriff am 13.05.2018].
- [19] Mark E. Pittelkau, "Rotation Vector in Attitude Estimation", Journal of Guidance, Control, and Dynamics Vol. 26, No.6, John Hopkins University, Applied Physics Laboratory, Laurel, Maryland, USA, November - December 2003
-